



A.V. Nebylov, V.G. Nikitin, A.I. Panferov, N.A.Ovchinnikova

Tutorial

Positioning Systems of Transport Vehicles

Системы позиционирования транспортных аппаратов

The Project
Communication and Information Technology for Improvement
Safety and Efficiency of Traffic Flows: EU-RU-UA Master and
PhD Programs in Intelligent Transport Systems (CITISSET)
(517374-Tempus-1-2011-1-RUTEMPUS-JPCR)

Saint Petersburg State University of Aerospace Instrumentation (SUAI)
2014

Министерство образования и науки Российской Федерации
Федеральное государственное автономное образовательное учреждение
высшего профессионального образования
Санкт-Петербургский государственный университет
аэрокосмического приборостроения

А.В. Небылов, В. Г. Никитин,
А.И. Панферов, Н.А. Овчинникова

СИСТЕМЫ ПОЗИЦИОНИРОВАНИЯ
ТРАНСПОРТНЫХ АППАРАТОВ

Учебное пособие

Санкт-Петербург

2014

УДК 621.321.14
ББК 39.56
Н20

Рецензенты:

доктор технических наук, профессор О.А. Степанов;
доктор технических наук, профессор Б.И.Марченко

Утверждено

Редакционно-издательским советом университета
в качестве учебного пособия

Небылов А.В., Никитин В.Г., Панферов А.В., Н.А. Овчинникова

Системы позиционирования транспортных аппаратов: учебное пособие / А.В.Небылов, В.Г.Никитин, А.И.Панферов, Н.А.Овчинникова.- СПб.:ГУАП, 2014. – 77 с.: ил.

Рассматриваются особенности организации движения на различных видах транспорта и значение систем позиционирования для повышения эффективности и безопасности движения. Изложены основные принципы работы спутниковых навигационных систем, понятие и методы контроля целостности навигационных систем, применение интегрированных навигационных систем для повышения точности и надежности получения навигационной информации. Предназначено для магистрантов технических вузов, обучающихся по программе «Интеллектуальные транспортные системы» направления 200100.68 «Приборостроение», а также студентов обучающихся по другим образовательным программам.

УДК 621.321.14

ББК 39.56

ГУАП, 2014

А.В.Небылов, В. Г. Никитин, А.И. Панферов,

Н.А. Овчинникова, 2014

Contents

Introduction	6
1. Intelligent Transport System	7
1.1. Intelligent Transport System in Aviation	7
1.2. The organisation features of railway traffic	8
1.3. The organisation features of shippings	9
1.4. The organisation features of river transport	10
1.5. The organisation features of motor traffic	1010
Test questions.....	11
2. Navigation data integrity problems in transport	1212
2.1. Navigation data integrity problems in aviation	1212
2.2. The improvement and control methods of the continuity and integrity characteristics of navigation systems.....	1212
3. Application of satellite navigation in transport	1313
3.1. Principles of satellite navigation	1515
3.2. Differential satellite navigation systems	1919
3.3. Requirements to satellite radio navigation system	2121
3.4. Overview of integrated navigation systems.....	23
3.4.1. Separate scheme	2323
3.4.2. Loosely coupled scheme.....	2424
3.4.3. Rigidly coupled scheme	2626
3.4.4. Deeply integrated scheme.....	2727
Test Questions.....	29
4. Overview of the existing integrity monitoring methods.....	3030
4.1. Requirements to satellite systems of landing	30
4.2. Characteristics of the integrity monitoring.....	3030
4.3. Integrity monitoring in the equipment of navigation satellites.....	3131
4.4. Supervision the integrity of ground control segment	3232
4.5. Autonomous integrity monitoring methods.....	3232
4.6. External integrity monitoring methods (AAIM)	3333
4.7. Internal integrity monitoring methods (RAIM).....	3434
Test Questions.....	35
Topics for independent study.....	35
Conclusion	3635

References	37
Russian version.....	38

Introduction

Nowdays the development of national economies can't be presented without international cooperation and barter with many countries around the world. It belongs both to the large developed countries and to developing economies. Economic cooperation assumes separation of labor and increase of professional level. Thus research and development are carried out in some countries, materials and components are produced in the others and the assembly is performed in the third ones. Final products are distributed in all countries of the world. Such an organization of production demands powerful transportation system for increasing volumes of goods and people.

It will be possible to solve this problem at simultaneous development of marine, river, railway, auto and air transport is at once. Each of these types of transport solves their particular problems of delivery. But as a rule, delivery of goods from the producer to the consumer requires multiple types of transport. That is why, the problems of traffic coordination and optimise the delivery of goods appears to minimise travel time and expense.

Additional complications arise because of the increasing density of traffic at destination ports, railway terminals and stations in areas of major cities and airports. Besides environmental concerns and the increasing probability of traffic jams, that is resulting in global economic losses, increases the probability of accidents and situations that are dangerous to human life. In the short term it is expected sharp increase in traffic and with it the aggravation of all specified problems.

That is why the development of automated transport control systems at different levels attracts increasing attention in the world. It is possible to solve such problems just on the basis of high-precision navigation systems, data capture and transfer of this information to the centers of automated processing and generating control signals [1, 2, 3]. Requirements to the accuracy of such systems for different types of transport can vary from a few hundred meters on the relatively free space to a few centimeters, for example, on roads with dense traffic road transport or at landing aircraft and helicopters. Anyway, the requirements to the reliability of navigation measurements are extremely high. Achieving of the required accuracy is possible only at to using several independent navigation systems, which usually works on different physical principles and are integrated into a single navigation system [3, 4].

The accurate navigation system is the basis for development of more general "Intelligent Transport System". Preliminary estimates show that the development and implementation of such

a system will significantly increase the efficiency of all types of transport by cutting costs and reducing delivery times [1].

One of the first problems to solve traffic problems is to train specialists in the graduate and postgraduate education. This book is intended for students of master's and postgraduate training aircraft profile, but can be used by students of other disciplines related to transport. The tutorial discusses the concept of navigation systems construction, methods and means of checking the integrity of information.

1. Intelligent Transport System

In last years, the phrase "Intelligent Transport Systems" and the corresponding abbreviation - ITS - widely used in predicting the development of transport systems in developing countries [1]. Different types of transport have their own distinctive features. This is the technical, economic, organisational differences that characterise the specificity of the transport systems.

Intelligent transport systems means integration of modern information and communication technology and automation with transport infrastructure, vehicles and users. It is focused on improving the safety and efficiency of the transport process, comfort for drivers and transport users.

Development of ITS is methodologically based on the integration of individual ITS and shaping them as a system, rather than separate, independent modules [3, 4]. The important development principles of ITS based on the integration of individual subsystems to be created for the individual types of transport follow from that.

Common open system architecture, protocols for information exchange, forms of transportation documents, standardization of size, volume and weight of the goods transported, technical navigation and communications, control and management procedures, etc. are formed.

The idea of ITS, at its core, has already implemented on a global scale under the leadership of ICAO in civil aviation.

1.1. Intelligent Transport System in Aviation

Nowdays the airport work and passenger services using information and communication technologies are coordinated thanks to the standards and guidance documents management of

international flights. All aircraft have a means of communication, autonomous satellite navigation, automatic flight control system, anti-collision in the air, control takeoff and landing, etc.

The ground services have technologies permanent monitoring and control in a condition of dense and separation air traffic.

The main advantages of aircrafts in passenger traffic are:

- short time arrival of passengers and comfortable flight in mobile vehicle;
- flexibility in the organization of passenger traffic. New air lines can be created in a short time and with small investment. Air transports have the ability to maneuver the mobile vehicles (aircraft, helicopters), depending of the passenger values;
- large non-stop flight distance (more than 10 thousand km). Non-stop flights reduce the time flight of passengers and cargo delivery.

The required navigation accuracy of air transport is different. It depends on the flight condition. Thus these are a few hundred meters on routes with low traffic density. Whereas these are meters when pre landing maneuvering stages in the terminal's zone with a high density of traffic. And required accuracy is measured in decimetres when landing under the bad flight visibility.

1.2. The organisation features of railway traffic

The main features of railway traffic are:

- inextricably linked with the enterprises of the industry and agriculture, constructions, trading depot, storehouses, etc. Nowadays, all the big enterprises and trading depot organisations have railway siding, linking them with the main-line railways. Up to 90% of goods transportation on the railway siding;
- possibility of railway traffic to almost any land of country and sustainable traffic links between areas;
- high freight and traffic capacity of the railway. Double-track railroad, equipped by automatic lock, can provide transit more than 100 million tons per year in each direction, and single-track - 20 million tons or more in each direction per year. These values may vary with the total weight of the train, speed, etc. The use of rail way freight capacity is

different in any parts of the country because of uneven location of industrial enterprises and primary resources;

- the possibility of bulk tour in combination with the relatively low cost of traffic;
- the possibility of regular and even traffic in any time of day and year
- relatively high speed and the delivery time of goods and passengers. The delivery time of goods is one of the important quality factor for the effective use of a particular type of traffic transport. In general, the acceleration of delivery provides a big economic effect. Calculations show if the delivery time of goods by railway reduce for one day material then resources will be release in the amount of approximately 9-10 million tons
- delivery of goods and passengers on a shorter route. Typically, the traffic distance by railway is much shorter than on the rivers. For example, from Volgograd to Moscow by railway short of the river is 2.5 times. It must be remembered that the shorter route is not always the most effective. In some cases it is advisable to use on high freight traffic low cost types of transport compared with shorter routes;
- relatively high economic performance and sufficiently advanced traffic processes. If the fuel consumption on average by railway transport is the one unit, it will be 4-5 units by the automobile ones.

1.3. The organisation features of shippings

In comparison with other types of transport shippings have several features that define in some cases their benefits:

- possibility to provide mass intercontinental traffic of export trade cargo. The procedure of export trade cargo is established by specific rules and regulations;
- relatively small investment. Seaways do not require the cost of their construction or maintenance in service condition (except for channels);
- practically unlimited traffic capacity. The reason of traffic capacity limitation is mainly of the processing capacity of seaports and berthage, warehouse floorage, methods of the handling operations;
- relatively low fuel and energy consumption. Seaways are horizontal, not associated with the terrain and do not require additional energy to climbing that occur on the railways and motor transport. In addition, seaways almost straight;
- traffic cost to long distance is lower than for other types of transport. The large vessels significantly improve the ratio of useful carrying capacity and displacement.

1.4. The organisation features of river transport

The main performance characteristics that determine the advantages of river transport are:

- the large freight capacity in deep rivers. Thus, the capacity of r. Volga can be increased to 100 million tons per year;
- relatively low traffic costs. By the rivers of the European part of Russia, it is about 30% less than on the railways, and is several times less than the motor traffic;
- relatively low capital costs. Shipping costs of organising the natural trunk waterways with a capacity of 80-100 million tons per year is several times less than the construction of the railway (include mobile vehicle) and in 3-4 times less than for the road construction with hard surface.

1.5. The organisation features of motor traffic

Motor transports have some features that determine their advantages and widespread use in all economic sectors:

- high maneuverability and mobility. Freight can be transported by cars directly from the production point to consumption one without transfer operations and intermediate storage, i.e "Door-to-door» deliver;
- short time of delivery freight and passengers. The speed of motor traffic is second only to air transport;
- in some cases, a short-haul hop of goods and passengers. It is advisable to deliver the goods and passenger by motor transport in that cases when the traffic distance by motor transport is less than by railway.

One of the main direction of the ITS development in Europe, the USA and Japan is the realisation of the intelligent motor car conception. Currently, international program "High safety transport" is realised. The first experiments using on-board intelligent systems have shown that they are able to reduce the number of accidents by 40% and the number of fatal accidents by 50%.

"On-board intelligent systems" (by UNECE) is the system installed on the vehicle in order to improve its safety. It takes information directly both from on-board sensors of a vehicle and from the road infrastructure or other sources.

There are already on sale or on trial more than ten types of on-board ITS. Such on-board ITS include the following system:

- system of maintain distance in density traffic;
- system of keeping the car at the traffic lane;

- warning system of the driver's tiredness;
- side crash avoidance system;
- system of keeping the car at curvilinear motion;
- detection system of motorcyclists, etc.

On-board ITS implement at least four functions:

- provide assistance to the driver in anticipation of road conditions;
- induce to act to prevent a dangerous situation;
- reduce driver fatigability by taking part of driving workload ;
- if driver cannot do necessary actions to prevent accidents by himself ITS will automatically take the control of vehicle or reduce the grave consequences.

The most important scientific-technical and technological problems of ITS for motor transport are:

- active intellectual control systems of car suspension;
- on-line control and diagnostics devices by vibration and acoustic data;
- active steering control large trucks;
- on-board system of driver's decision-making support.
- develop a general framework of the mathematical models for motor cars with advanced control loops.

The main methods for the solution use the integrated simulation technology, including a mathematical model of the vehicle movement.

Test Questions

1. Give the definition of intelligent transport systems.
2. What is common between intelligent systems of different transport's types?
3. What are the features of the traffic on rail and road transport?
4. What are the features of the movement on sea and river transport?
5. The features of the air traffic.

2 Navigation data integrity problems in transport

2.1. Navigation data integrity problems in aviation

Popularisation of civil aviation as one of the main public transport puts into the first row safety problems. At the same time, the most attention is paid to the approach and landing stages, respectively. Statistics show that more than half of the flight schedule breach is due to restrictions of the meteorological conditions that influence to the safe landing. Besides more than a third of all air accidents in the global air transport occur during the approach and landing. That is why high demands to navigation data integrity are made to ensure the safety of the aircraft. The quality of the integrity is the ability of a system to detect malfunction and in time prevent applicability data in the default value of performance characteristics by users. In fact, when it comes to the integrity navigation system, the main information is data about the state of navigation satellites, fault condition, signals distortions in the transmission, failure and errors of the navigation parameters estimation of on-board equipment, the risks false information using.

2.2 The improvement and control methods of the continuity and integrity characteristics of navigation systems

Currently, work is underway to improve the continuity and integrity characteristics of integrated navigation systems. Especially attend to increasing the control reliability of functionality and reduce the time warning of the integrity system to object. There are two options of the integrity system control, based on autonomous and external control methods. Autonomous methods involve the applicability of redundant information from navigation sensors by user. Those data are taken to navigation satellites, which are more than the minimum required quantity and other measuring instruments available on aircraft. Using proprietary algorithms autonomous integrity monitoring - Receiver Autonomous Integrity Monitoring (RAIM) - can detect the breach of the integrity information. Unfortunately, RAIM detects failures only at large pseudo-range measurement errors, several times more than the mean square deviation (MSD) in a regular situation.

Complicated algorithms for autonomous integrity monitoring allow improving the accuracy of the controls, but these algorithms involve the accumulation of a sufficiently large amount of data and processing in the inertial mode, i.e., include historical data. Such algorithms are very demanding on the on-board equipment resources and sensitive to signal model, in addition, they are not invariant to the input signal.

External methods are based on the creation of network stations to monitor functionality of navigation satellites in real time. In this case, station of the regional data center processes the data from monitoring stations, and produces a message about the system integrity. External monitoring procedure is more complicated, because it requires a ground network. However, such a solution to the problem of integrity allows for more complete information about the system, which an individual user cannot have with autonomous integrity monitoring. Thus, to provide the required parameters of the system's reliable performance, it is necessary to adopt an integrated approach to the treatment of navigational information using available information redundancy that can provide the level of control, which in combination with the instrumental reliability allows to stay within the international requirements for satellite landing system (SLS).

3. Application of satellite navigation in transport

Satellite navigation allows determining the coordinates of the observed object situated in almost any part of the world with high accuracy. Now, it is precondition system for all types of transport. GLONASS and GPS signals are widely used both to personal navigation devices and to large systems for monitoring and control of large municipal, state and interstate transport organisations. [1, 2, 4, 5, 6, 8].

GPS satellite navigation system currently provides almost one hundred percent service throughout the world. The Russian GLONASS satellite system (GLONASS) develops actively and used at present day. Fundamentals of the system are 24 GLONASS satellites moving over the surface of the Earth in three orbital planes with an inclination of the orbital planes of $64,8^\circ$ and a height of 19 100 km. The measuring principle is similar to the USA navigation system NAVSTAR GPS.

The main difference between the GPS and GLONASS that satellites of last one to its orbital motion have no resonance (synchronism) with the rotation of the Earth, which provides them greater stability. Thus, the grouping of space vehicles GLONASS does not require additional adjustments for the duration of active operation. GLONASS satellite model of the second generation is shown in Figure 1.

Now other satellite systems of navigation develop and gradually put into operation. First of all, it is the Chinese Beidou system and the European Galileo system.

The first Beidou satellite (that means "compass" in translation) was started in 2007. According to plans, by 2020 the system will total 30 satellites and will be able to provide navigation services of the system worldwide.

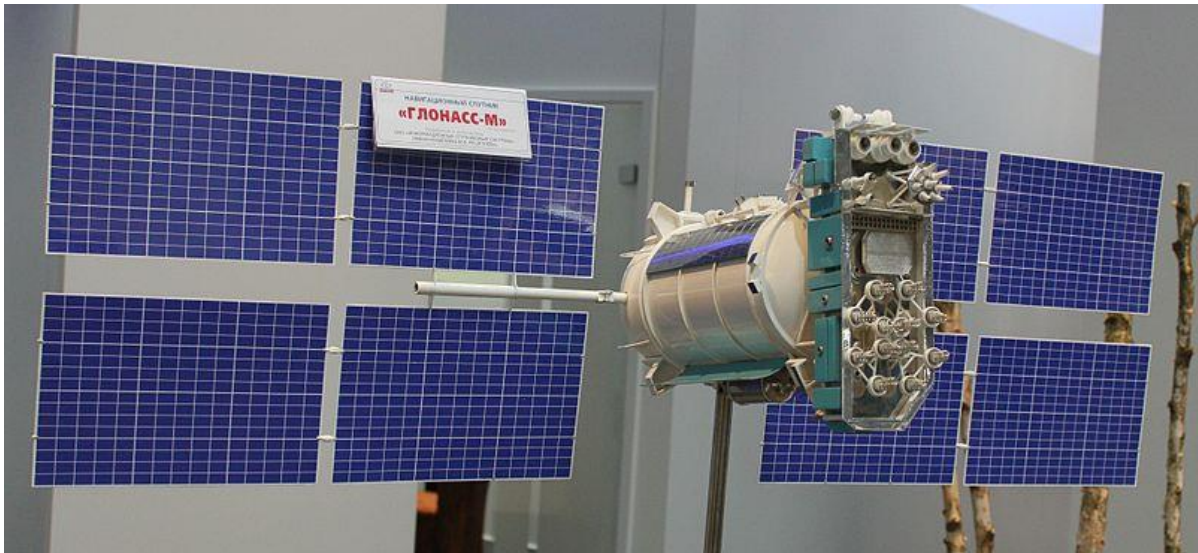


Figure 1 - Model of Glonass-M satellite at CeBIT 2011. This is a crop of http://commons.wikimedia.org/wiki/File:CeBIT_2011_Samstag_PD_110.JPG

For high-precision satellite GPS of navigation the subscriber's device has to accept constantly signals of at least four satellites which are being in a geostationary orbit. At present the group of the satellites transmitting a signal of GPS, totals thirty one satellites. The group of the GLONASS satellites totals twenty one main satellites and two reserves. Both groups are constantly increased, and satellites are improved and their new types thanks to what quality of personal navigation constantly improves are put to orbit. In case of simultaneous use of GLONASS and GPS navigation gains additional reliability and accuracy already today.

Application of GPS navigation with use of satellite's signals systems requires the subscriber equipment. It can be as the personal device supplied with a set of electronic cards and the receiver of satellite signals, and more difficult — the subscriber station. Besides the built-in receiver of satellite signals by means of which monitoring and navigation are carried out, the subscriber station can be supplied with external sensors for tracking of specific parameters of the vehicle. Besides, in case of simultaneous use in the subscriber station of the combined GLONASS and GPS receivers navigation and monitoring are carried out with much higher reliability.

The modern personal navigator is the hi-tech device for the navigation. It is easy-to-use and has as handy picture perception of data so great multimedia capability. The navigator combines functionality of the full-fledged subscriber station with opportunities of the personal navigator. Satellite systems together with the subscriber equipment and the special software, and also when using data transmission through cellular networks (GSM/GPRS), allow to create monitoring systems of transport and stationary objects.

Determination of location on the basis of data from the satellite navigation systems (SNS) provides high precision of coordinate's calculation, velocity and the movement direction of various objects, and also significantly are increased by efficiency of cellular communication systems because of high-precision temporary synchronization of TOMA and COMA systems. Since the beginning of the 1990th two satellite navigation systems operated: global navigation satellite system GPS which is earlier known as NAVSTAR (USA), and global navigation satellite system GLONASS (Russia). GPS and GLONASS navigation systems provide information of the location, movement and time velocity (Position, Velocity, Time, PVT) under any weather conditions to unlimited number of subscribers on the earth, in air and sea space. In spite of the fact that initially both systems were developed for needs of military departments, later they became available to civil use and now these are systems of a dual purpose.

The GPS system is developed in the USA Department of Defense (DD of the USA). Its part is a standard service of positioning (Standard Positioning Service, SPS) has a free access. The official permission to application GPS in the civil purposes was provided by International Civil Aviation Organization (ICAO) and International Maritime Organization (IMO) in the early nineties. The detailed description of civil system contains in the Interface and control document (Interface Control Document, ICD), the published DD of the USA.

The global navigation satellite system GLONASS is created by request of the Ministry of Defense of the former USSR and started being operated in October, 1982 after start of the first satellite "Space-1413". The history of this system originates from 50th years of the last century when the first artificial satellite of Earth was developed and put to orbit. In 1994 Russia provided to the international community for civil use of SNS GLONASS and passed the description of structure of navigation signals to ICAO [5].

3.1. Principles of satellite navigation

Satellite navigation systems include three main segments: space segment, ground control segment (control complex) and subscriber receivers (the user segment). The generalized block diagram of satellite navigation system is shown in figure 2.

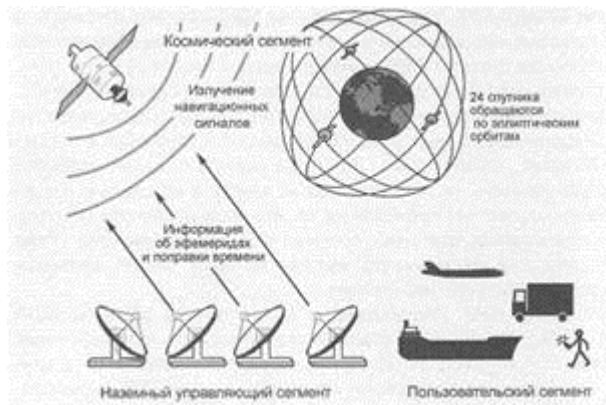


Figure 2 - Block diagram of satellite navigation system

The space segment includes as a rule 24 satellites of orbital constellation. Each of them gives a navigation code by which the receiver determines distance to the satellite. Such quantity of satellites is capable to capture all terrestrial surfaces a uniform field of radio navigational signals with a height stock about 2000 km. It is enough for the majority applications of navigation systems, both on the earth, and in air space. The data of navigation messages transferred from satellites, allow defining exact location at the time of signaling. SNS is a passive system, i.e. the user, can accept only a satellite signal and has no feedback with the satellite.

All satellites are controlled by the ground control system which is carrying out monitoring of a navigation field, continuous tracking constellation of the satellites, operating them and updating navigation data. By means of reference receivers signals from satellites are measured, and results of such measurements are used for obtaining parameters of orbits (ephemerises) for each satellite, and also to calculation of satellite's hours shift relative to all-system time. These data of ephemerises and hours shift are loaded on satellites to transfer to final users.

Thus satellites have to implement:

- receiving, decoding and processing of control commands by modes of the satellite's functioning in an orbit from the ground control system (GCS);
- receiving and processing of correction codes from an onboard time scale;
- control condition of the onboard equipment (share with a ground control system), generation of running performance signals and transfer them to ground segment

As a result, to determine the location the user receiver should be aware of the satellite position and the time of signal transmission from each satellite. [5].

The receiver determines own location by time of a signal passing from satellites, measuring distance to the satellite as a product of group velocity of radio-wave propagation to the period of

signal passing on the route "the satellite — the receiver". The received result is called as pseudo-range R and opens the principle according to which time of signals propagation corresponds to distance between the satellite, with known coordinates, and the receiver which location isn't known. Theoretically, there are enough three satellites for determination of receiver's coordinates which is situated in a crossing zone of three spheres, with a radius equal to pseudo-range. As shown, in figure 3, pseudo-range includes geometrical distance to the satellite plus some error caused by instability of the receiver's clock and the satellite generator of clock frequency, inconstancy of radio propagation velocity, relative inaccuracy of satellites' coordinates and other factors.

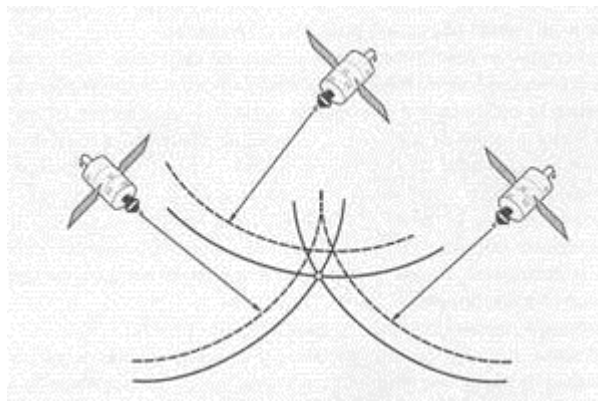


Figure 3 - Determination of the location in the navigation systems: solid line is pseudo-range with a glance of correction by the user's clock

Each satellite has some high-precision atomic clock. They ensure stability of time, sufficient to ground segment to define time transferred from satellite with an accuracy of several nano - seconds. Moreover, data of the ephemerises, including in the navigation message, allow defining position of the satellite with an accuracy of several meters. At the same time position of the user's receiver are not known, and receiver's clock can't be enough accurate because should be small-sized and inexpensive. Therefore, the instability of the receiver clock with respect to the system-wide time to consider additional unknown and calculate with the three-dimensional coordinates of the receiver. Thus, the location of the receiver is characterized by the vector $[x, y, z, C_v]$, where $[x, y, z]$ - user's coordinates in geocentric: C_v is the deviation of user's clock

The mathematical expression of this principle is as follows:

$$R - C_b = c\Delta t - C_b = \sqrt{(X_s - X_r)^2 + (Y_s - Y_r)^2 + (Z_s - Z_r)^2} \quad (1)$$

where R - pseudo-range or measured distance, adjusted for error propagation and instability of the satellite clock generator; Δt -delay measurement signal; c - radio propagation velocity; $X_s Y_s Z_s$ - location of the satellite at the time of signal transfer; $X_r Y_r Z_r$ - receiver antenna location at the time of signal receipt.

Determine the time and distance to the satellite, calculation of the receiver location is available. Since the receiver clock instability puts an additional unknown to the system of equations, then for accurate three-dimensional positioning of the object and the correction of the timeline required to solve the system of four equations, i.e., perform at least four measurements from satellites with optimal geometry. If the receiver "sees" four satellites, it will be able to make four measurements, and therefore, calculate those four unknowns. Typically, there are from 5 to 11 satellites during a fully deployed SNA in the visibility range of receiver. The receiver can choose four with optimal geometry or used for calculation information from all satellites observed. The calculation of the coordinates by the four satellites applied in the first sample of navigation receivers and implemented, for example, on the basis of the tetrahedron, when four satellites at the corners to form a tetrahedron of maximum volume.

It should be noted that the receiver also measures the Doppler frequency shift of satellite signals. This value allows to directly calculate the velocity, and the frequency shift of the receiver relative to the system-wide time. Velocity components are determined by the receiver solutions similar to (1) the equations for the pseudo-velocity.[5]

Navigation receivers carry out initial calculations to determine the location and velocity, using a geocentric Cartesian coordinate system associated with the Earth (Earth-Fixed coordinate system, ECEF). The results are converted to the local or geographical coordinates, latitude and longitude, using the model of the world's structure. The World Geodetic System 1984 (World Geodetic System, WGS-84) is used in the GPS system, and the Russian system of P3-90 - in GLONASS.

Data from the satellite navigation message, in addition to the direct calculation of the coordinates, are also used to eliminate the errors associated with the shift clock frequency of digital satellite signals, the relativistic effects and the signal propagation delays. Also, the error can make the most noise receiver and satellite ephemeris data inaccuracy.

The main error of the navigation signal propagation delays are in the ionosphere. However, they can be adjusted with high precision, using two carriers navigation signal and determining the delay between the two frequencies. If the subscriber is only one frequency, it is advisable to use the algorithm to determine the delay with the latitude at which the user is located, time of day and year. For these purposes, most commonly used refined model Klobuchara [5]. The parameters for

this algorithm into navigation message and its accuracy are 50 - 60%. At mid latitudes, the delay in the ionosphere, as a rule, does not exceed 14 m, although the peak of solar activity delay increases to 50 m. Another possibility to correct ionospheric errors for users of single-frequency receivers is the use of differential corrections systems.

It should be noted that after the additional input of signal to the frequency standard accuracy L2 GPS and GLONASS, most modern receivers are available in a two-frequency performance. In terms of the GPS system is provided with the third signal at L5 to prevent harmful interference to navigation and radar applications in aviation and other applications requiring high accuracy. The transfer signal will be dilated when new satellites Block-IIIF GPS are putting into operation. These steps increase the noise immunity, reliability of the navigation systems and can reduce the maximum positioning error in standalone mode to a few meters.

Another significant source of error is the signal delay in the troposphere, which is independent of frequency, and thus determined the height of the subscriber location, the satellite and atmospheric parameters, especially water vapor content. Propagation delay in the troposphere creates uncertainty about 2.3 m, if the satellite is at its zenith, about 9.3 m - at an elevation angle of the satellite 15° and 20 ... 28 m in elevation 5. These indexes are taken into account by using different mathematical models when the receiver navigation decision implementing.

Also, it will be taken into account when navigation measurements such factors like uneven gravitational field of the Earth, the gravitational effect of the Moon and the Sun, the light pressure and associated disturbance of satellite orbits, other geodynamic phenomena, and noise associated with the transfer of signals reflected from surfaces, leading to multipath radio signal. [5]

3.2 Differential satellite navigation systems

Under normal atmospheric conditions satellite navigation systems allow the user to determine their position to within 10 meters, and the time to within 100 ns in open territory. However, for some applications, such as navigation of ships and aircraft, the control of mobile vehicles in urban areas requires a significantly greater accuracy. Thus, the ICAO requirements for precision positioning of the aircraft during the approach set a value in the range of 2 meters (if available 0.999), and navigation in the ports and harbors on the requirements of the IMO should be done with an accuracy of 3 ... 8 m (if available 0.997). Such requirements allow satisfying differential satellite navigation systems.

These systems adjust most of the errors in the measurement receiver position, including: uncertainty propagation navigation signals (ionosphere, troposphere, multipath), accuracy of the

clock and ephemeris of the satellites during measurements of code, Doppler frequency and phase.
[5]

The essence of the differential mode can be illustrated by the example of the one differential system. Suppose there are two receivers that simultaneously measure the signals from the similar satellites. With this co-processing can significantly improve the accuracy of the SPS. One of the receivers is called basic (or support), as a rule, it is stationary, and its coordinates are known with high accuracy. The coordinates of the other are unknown, but the co-operation in differential mode, given that some of the components have little changing in time and space, the receiver position can be determined to within centimeters. Comparing own known coordinates with measured, basic navigation receiver shapes amendments submitted receiver, the coordinates of which must be corrected. The accuracy achieved with the differential method, is highly dependent on the distance between the receivers and the consumer base receiver. The smaller the distance, the higher the accuracy of definition of coordinates, so the coverage area of the base receiver usually does not exceed 500 km.

Another example of differential systems is the system with pseudo satellites, which are installed at points with known coordinates and transfer a signal, similar to satellite positioning signals. This approach can significantly improve the accuracy of the geometric parameters of the coordinates.

[5] As a rule, differential systems can be divided into:

- wide-band;
- regional;
- local.

The wide-systems use geostationary satellites to transfer corrections to consumers. Currently, the American system WAAS, European EGNOS and the Japanese MSAS are operated.
[5]

Regional systems are designed to provide some navigation of the earth's surface. As a rule, the regional systems use in large cities, highways and navigable rivers, harbors, marine and ocean coasts. The diameter of the coverage area for regional system is range of 500 to 2000 km. It may be composed of one or more reference stations. [5]

The most modern systems of differential navigation are local. They use only one ground station measurements and formation of differential corrections. Local systems have a maximum range of 50 to 220 km. Local systems are separated by the method of application: sea, air and geodesic local differential station

In differential mode, the measurement can be used both in the navigation code and carrier phase measurements. In the last case, the distance is defined as product of sum of a wavelengths' integer to the wavelength of the carrier.

Distance measured on the basis of the carrier, is much more accurate than measuring the code, since the resolution of the method is comparable with the wavelength (in the case of L1 GPS $\lambda = 19$ cm), which is much less code.

3.3 Requirements to satellite radio navigation system

The requirements to satellite radio navigation systems (SRNS) are formed in accordance with their intended purpose [6]. These are high-quality demands of global, independent on weather conditions, clutter, topography, surrounding vegetation, land use, time of day and year, continuous, unlimited bandwidth, virtually regardless of the height above the ground and other conditions determined by the object motion, noise immunity, etc.

There are other demands to the SRNS, in some cases higher quantitative requirements. It is necessary because of ensure safety and efficiency of the movement of civilian targets (aircraft and helicopters, sea and river vessels, vehicles, etc.). These are the requirements for accuracy characteristics, such as the root mean square error (RMSE) of the definition of navigation parameters, and reliability indicators navigation software. The last ones refer to the requirements of:

- availability (ready). Its measure is the probability of functionality RNS before and during the execution of a task;
- integrity. Its measure is the probability of failure detection during a time equal to or less than specified;
- continuity of service. Its measure is the probability of system functionality during the most critical periods of time movement (task-oriented).

These requirements are defined and presented in the Russian radionavigation plan (RRNP). It takes into account the provisions of the documents of international organizations such as ICAO (International Civil Aviation Organization), IMO (International Maritime Organization), as well as a number of national radio navigation plans of other countries, such as USA.

There are required data by a standard of RRNP - mean root square error of definition plan's coordinates and aircraft altitude at different stage of flight in the Table 1. [6] For the problem of the approach by category ICAO specified height above the runway, which should be checking the accuracy characteristics. The uncategorized approach means a landing maneuver when the

navigation system requires only data of the horizontal aircraft position. The aircraft achieves minimum height 60 to 75 m if it is uncategorized approach. The navigation system has to provide to the consumer the attitude data if it is the categorized approach

The requirements to availability depend on the flight stage and air traffic. [6] Numerical values of the availability for en-route flight are 0.999 ... 0.99999; for flying in the terminal area and categorized approach is 0.99999. The requirements to availability for approach and landing by category ICAO satisfy the requirements to instrument landing systems. The numerical values of close to 1.

The requirements to integrity for en-route flight, flights in the terminal and uncategorized approach is 0.999 with acceptable warning times are 10 s, 10 s and 2 s, and for approach and landing by I, II and III categories ICAO - 0 999999, 0.9999999 and 0.9999999995 with available warning time no more than 1 s.

Table 1.

The requirements to positioning accuracy and flight altitude of an aircraft

Current tasks	Positioning accuracy (RMSD), m	Determination accuracy of altitude (RMSD), m
The en-route flight:	-	-
Above ocean (no reference points)	5800	30...40
Width of air route is 20 км	2500	30...40
Width of air route is 10 км	1250	30...40
Commuter airline of I category	500	30...40
Commuter airline of II category	250	30...40
Flight in the terminal area	200	
Special flights (mineral exploration, search and rescue et.al.)	1...10	
Uncategorized (inaccurate) approach	50	
Approach by I category H=30 m	4,5...8,5	1,5...2
Approach by II category H=15 m	2,3...2,6	0,7...0,85
Approach by III category H=2,4 m	2,0	0,2...0,3

Some other requirements based on the concept of required navigation characteristics (THX or RNP), developed by ICAO, to keeping accuracy approach paths are shown in Table 2 [8].

Table 2.

The requirements to accuracy of path control during approach

Category	Tunnel	The probability of task solution	Limits of deviations, m		Altitude H, m, and more
			side	vertical	
I	Internal	0,95	±40	±12	60
	External	$(1...3,3) \cdot 10^{-7}$	±121	±37	60
II	Internal	0,95	±21	±4,6	30
	External	$(1...3,3) \cdot 10^{-8}$	±64	±14	30
III	Internal	0,95	±15	±1,5	15
	External	$(1...1,5) \cdot 10^{-9}$	±46	±4,6	15

3.4 Overview of integrated navigation systems

The works of integration SRNS and inertial navigation systems (INS) in one integrated navigation system has been going on for a long time. Nowadays the ideas of the possibility to integration of these systems are presented in the four major variants [4]:

- separate scheme;
- loosely coupled scheme;
- rigidly coupled scheme;
- deeply integrated scheme.

3.4.1. Separate scheme

The first variant is the separate scheme (Fig. 4). This is the simplest version of the sharing INS and GLONASS / GPS. Both systems operate independently of each other, but because the INS errors increase with time, it is periodically necessary correction of the INS according to SRNS. The correction is to periodically restart INS algorithm with new initial conditions to the coordinates and velocities for which data are received from the satellite receiver. Procedurally it can be executed and as a simultaneous correction of positions and velocities of the INS. Such architecture provides the system independence (excluding moments restart or correction) and information redundancy overall structure.

Overall, compared with the INS and SRNS, complex system is more accurate both the coordinates and velocity and orientation of the angles. It may be possible to obtain positional, velocity and angle information (including an angular velocity) which is required to the purposes of control and guidance with a high frequency characteristic of the INS. In addition, to create such architecture requires minimal changes to the hardware and software of the existing systems.

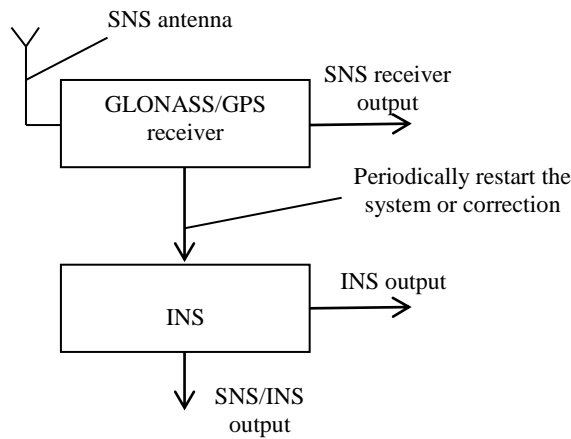


Figure 4 - Separated scheme of integration GLONASS/GPS receiver and INS

3.4.2. Loosely coupled scheme

Second deepest [4] connection INS and the SNA is loosely coupled systems. INS and SNA still produce independent solutions, but there is a binding unit, in which the so-called integrated Kalman filter based on data from the receiver GLONASS/GPS generates assessment of the state vector and it corrects the data received from the INS (Fig. 5).

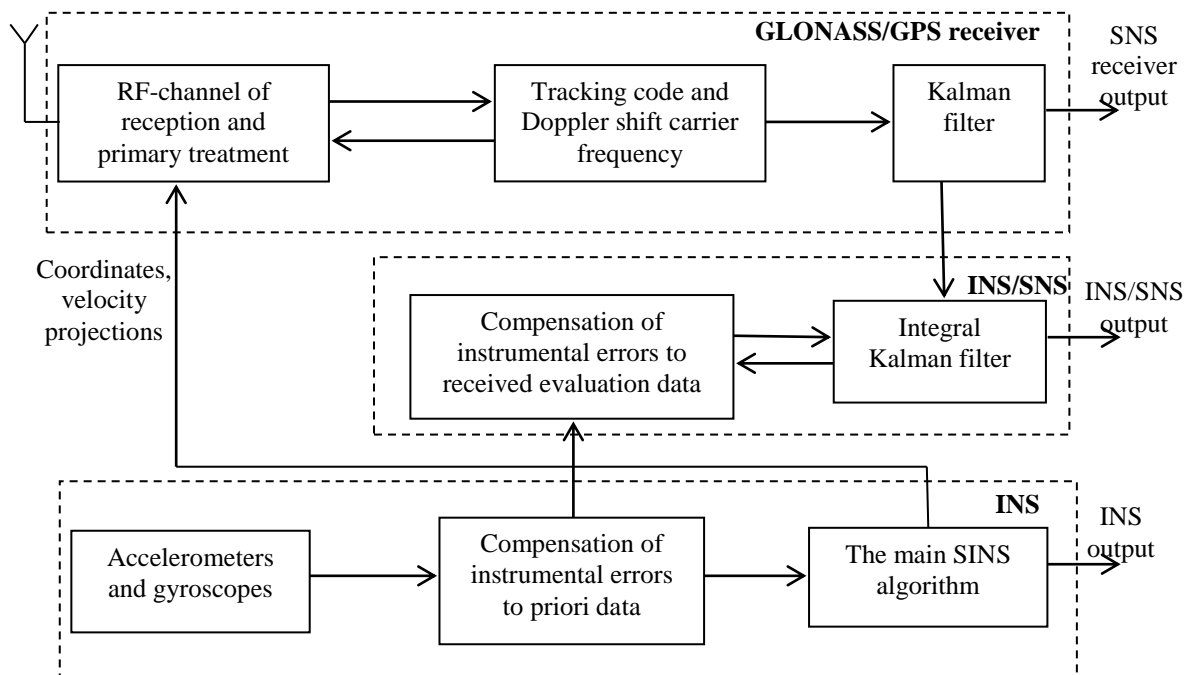


Figure 5 - Loosely coupled scheme of integration GLONASS/GPS receiver and INS.

In this scheme, the functional separation systems can be accompanied by physical separation of subsystems: the receiver of the SNS, the INS and the calculator constructively issued in the form of completed separate blocks, with organize relevant information links between them,

does not require, as a rule, high-speed data transmission. Of course, all three of these components can be placed in a single module, if it is desirable for the operation conditions of the complex.

The functional diagram of the system shows that the receiver SNS implemented in the usual way. In a block of high reception and processing ensures signal reception, its frequency conversion and correlation processing. Information transmitted to the correlator in the loop tracking code and the Doppler shift of the carrier frequency. This loop feedback signals produced by the code generator and an adjustable oscillator block RF reception to support the capture of the satellite signal. The output circuit is tracking code phase and Doppler shift $\Delta\tau$ carrier frequency Δf (or the corresponding pseudorange r and pseudo velocity r'). Channel receiver must provide the required number of tracking satellites (at least four) and all visible. This is achieved by alternate track satellites of one channel or, the decision today, multiple tracking. Information about the measured pseudorange and pseudovelocity pass to the Kalman filter receiver for navigation solutions, such as coordinates, velocity, and, in some cases, acceleration, as well as amendments to the standard time and frequency receiver.

In this scheme, the receiver SNS uses the information from the INS only for more reliable and rapid recovery waveform capture after its loss. This is shown in the diagram by connection the output block of INS and RF receiver unit. The information about calculation of position and velocity in the case tracking loss over this channel allows calculating the shear estimate of the expected code and Doppler shift of the carrier frequency, which greatly reduces the search and seizure signal. Thus, the recovery time is significantly reduced when the receiver signal loss.

The INS structure shown on the diagram provides for compensation of instrumental errors of measuring elements (gyroscopes and accelerometers) to priori data (such as passport data of system or the values of estimates of these errors, given the last time). As a result, adjusted reading of gyroscopes and accelerometers put to the basic INS algorithm.

As noted, the basis of linking unit forms integral Kalman filter of loosely coupled system. It receives information about the coordinates and velocity from the SNS and INS, creates the difference of their testimony, and on this basis the INS calculates the error estimates, and sometimes error estimates its sensors. The last fact is reflected feedback filter with power compensation of instrument errors

The navigation parameters in a loosely coupled system are produced independently both in the INS and in the SNS similar to a separate scheme. Moreover, as already noted, in the receiver's SNS included evaluator (usually a Kalman filter). This scheme is called "cascading" because of has two cascade connected Kalman filter. The advantage of this scheme is the high reliability of complex systems, and a lack is the cross-correlation errors of the estimates on the filter output

satellite receiver and how they differ from white noise. They are coming from the receiver output to the input of the integrated Kalman filter and being in relation to it by noise measurements, they violate the conditions for optimal operation of the filter. In addition, such a scheme must be taken timing measurements INS and receiver.

Loosely coupled schemes are divided into three types in the literature: standard, "aggressive" and the so-called MAGR-scheme (Military Airborne GPS Receiver). The difference between "aggressive" scheme and the standard is that it uses information SINS to accelerate to extrapolate navigation receiver in place of definitions between satellite measurements [4].

MAGR-scheme by the Rockwell uses inertial measurement loop tracking code SNS receiver with the loss of the "capture" in the loop tracking of the carrier.

3.4.3. Rigidly coupled scheme

The third type of integrating systems is rigidly coupled scheme (Fig. 6). In such systems, the role of the INS is reduced only to the measurement of the primary parameters of translational and rotational motions. For example these are projections of the apparent acceleration and angular velocity of the object rotation

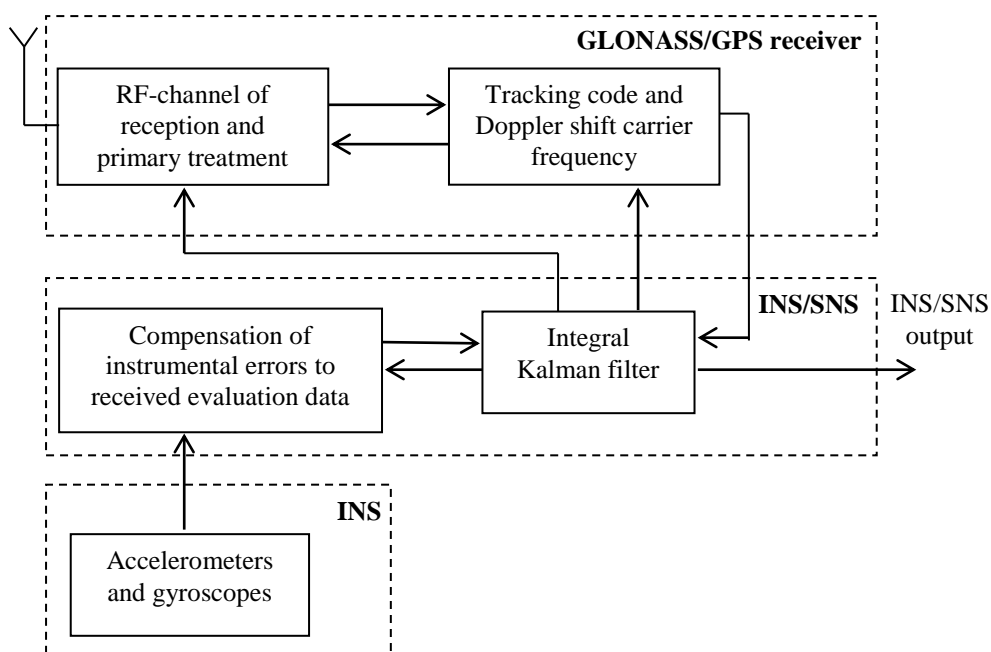


Figure 6 – Rigidly coupled scheme of integration GLONASS/GPS receiver and INS

That is why INS is represented only by blocks of inertial measuring devices (accelerometers and gyroscopes) in such schemes. RF channel of the receiving and the processing and tracking unit of the code and the Doppler shift of the carrier frequency are still presented in a satellite navigation receiver. They have similarly functionality to the above embodiment of a

loosely coupled scheme. Difference of the complex structure is the lack of the Kalman filter. Both INS and receiver provide a number of measurements for general computing unit, which implements a single integrated Kalman filter in the rigidly connected scheme. Measurements for the filter rigidly connected systems are built on the difference pseudorange and/or rate of pseudorange change. They are defined, on the one hand, the INS to calculate the coordinates of the object and the satellite ephemeris, and measured SNS receiver on the other side.

A distinctive feature of the rigidly coupled scheme is usage of tracking contours the code and the Doppler shift the carrier frequency information of the estimated pseudorange and pseudovelocity (or their increments Δr , $\Delta r'$), coming from the integrated Kalman filter. Using this information can significantly improve the stability of the track and reduce the recovery time of the receiver after the loss of satellite signals.

Rigidly coupled systems are more accurate than previous systems, integrated filter makes optimum use of all available satellites. However, the use of an integral (integrated) Kalman filter results in a loss of redundancy of the system as it becomes available, only one joint decision.

The advantages of such systems are [4]:

- lack of cross-correlation noise measurements and their differences from the white noise;
- lack of synchronization problems measurements SINS and SNS, as clock generator uses a single frequency;
- detection and rejection of the "bad" pseudorange measurements, since it is possible to control for the predicted values that are generated using data from the SINS.

Disadvantages rigidly connected systems include [4]:

- the need for special equipment consumer (receiver);
- use complex equations measurement;
- deterioration in reliability, because removing SINS leads to failure of the whole system.

The last disadvantage can be eliminated by introducing the optional parallel Kalman filter, intended only for the receiver. This solution creates an intermediate option between loosely and rigidly coupled schemes.

3.4.4 Deeply integrated scheme

The so-called deeply integrated systems are more complex and less flexible in terms of the organization their structure. They have a rigid organization links and single output (Fig. 7). All estimates are made in the integrated Kalman filter and GLONASS / GPS-receiver is further simplified. It consists only of the RF channel reception and processing, which includes high-

receiving channel, a code generator, the correlator and diagram of capture. The correlator's outputs are inputs for the integrated Kalman filter, which is calculated not only errors of INS, but also the assessment of pseudorange and pseudovelocity which are transferred to the receiver to improve the characteristics of the signal capture. Thus, the traditional contours of tracking code and Doppler frequency shift of the carrier are included in the total integral filter integrated system. In this scheme, the filter should have a twentieth-fortieth degree and its implementation requires a high-speed digital computer. Currently, the deeply integrated systems are not commercially mass-produced.

The entire above integration scheme, except the first, obtained at the output of the Kalman filter estimate of instrument errors INS (zero offset error of gyroscopes and accelerometers, scale factor error, etc.) are used for the correction of inertial sensors. Therefore, in the intervals of data revenues from the receiver, the earlier estimate INS errors and measuring elements can improve the accuracy characteristics of INS offline.

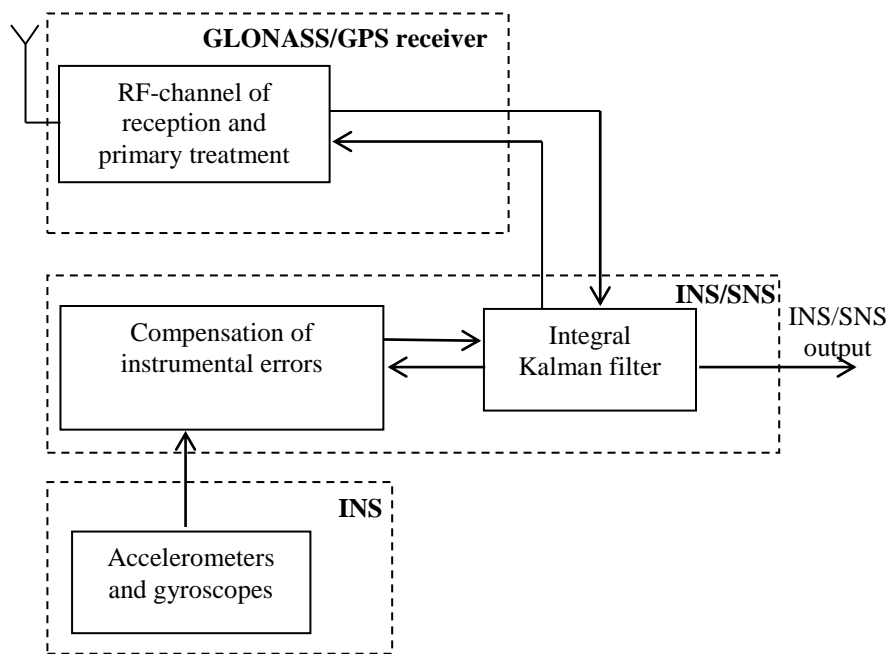


Figure 7 – Deeply integrated coupled scheme of integration GLONASS/GPS receiver and INS

The first three of these structures integrated systems can be implemented using existing satellite receivers, inertial systems and calculators. At the same time, both the loosely and, especially, rigidly coupled scheme are required to create specialised inertial sensors and satellite systems made on the same production and design concept. That will make full use of the integration opportunities. This will provide for the system of smaller size, weight, power consumption.

The last of these schemes is deeply integrated. It is required special receivers and calculators. And the most advanced technologies may be used, such as micromechanical sensors.

It will be possible to improve autonomous characteristics of SINS not only using the coordinates, but also on the orientation angles if it is integrating SINS and GLONASS/GPS receiver by loosely coupled, rigidly coupled or deeply integrated schemes. If receivers using phase measurements are putting into this system it will significantly improve the accuracy of determining the orientation of the object.

Test Questions

1. What are different global navigation systems GLONASS and GPS?
2. Basic principles of satellite navigation.
3. What are the main problems solved by the satellite.
4. What are the main problems solved by the receiver user.
5. What is a pseudo range?
6. How to determine the coordinates of the consumer?
7. What is the differential mode of satellite navigation system?
8. What are the requirements to satellite systems for different flight modes?

4 Overview of the existing integrity monitoring methods

4.1 Requirements to satellite systems of landing

The safety of the aircrafts flight depends on the credibility and integrity of the navigation measurements. The reliability of navigation information is the ability of navigation system (device) to maintain its characteristics for a certain period of time, or near to the required limits. [8]. The Russian navigation plan also has such concept like availability. It means the chance of receiving reliable information to consumer about his location at a given time and with the required accuracy.

The integrity navigation system is a component and major part of the reliability of navigation measurements. The integrity means ability of the system to provide timely warning that it should not be applied for navigational purposes if SRNS is using like a secondary navigation means. In practice, this requirement implies that the system should be able to detect its abnormal functioning before the error in the output of navigation parameters exceed the threshold specified for each phase (step) of the flight. Integrity means the ability to exclude false satellite information from further processing before the error in the output parameter exceeds a predetermined threshold, i.e. to isolate a failed satellite if SRNS is using like single (main) navigation systems.

Breaking of the integrity navigation information generated by the AP to the aircraft can be caused by various reasons. First, the sudden failure of the signal generating device, which are not detected self-control equipment. Detecting these distortions by special stations of navigation field control is performed with considerable delay warning consumers. Second is by the terms of signal reception NKA (especially the influence of noise) at stations augmentation systems and on board aircraft. That is why integrity monitoring necessary to do at the LCCS and at the stations of SBAS.

4.2 Characteristics of the integrity monitoring

The main characteristics of control integrity are the ability to detect unacceptable degradation in the system (for SRNS is a failed satellite) with a given probability and time delay of the alert (from the start of the improper functioning of the system until it is detected). The probability alert to consumers about system disfunction within the allowable time interval is numerical characteristics of the integrity. And it should not be worse than 0.999 at different stages of flight. The detection of the non-integrity of SRNS and time notification to consumers will vary widely at different stages of flight because they relate to the requirements for flight safety.

Recommended (allowed) and long-term requirements for these characteristics, depending on the phase of flight are shown in Table. 3.

The requirements of the Russian radio navigation plan are shown in Table. 4 [8].

Table 3.

The requirements to characteristics of the integrity

Flight phase	Ocean	Internal lines	Airdrome's zone	Uncategorized approach
Available				
threshold value, m. m	12,6	2,8	1,7	0,3
Admissible delay, s	120	60	30	10
In the future				
threshold value, m. m	5	1	0,5	0,1
Admissible delay, s	30	30	10	6

Table 4.

Requirements of the Russian radio navigation plan

Options integrity	Route flight	Airdrome's zone	Approach	
			Uncategorized	Categorized
Reliability	0,9996			
Threshold value, m	250...8000	200	50...75	2,0...8,5
Integrity	0,999			$\geq 0,999999$

The tables show that the most stringent requirements are imposed to the mode of the uncategorized and categorized approach.

Associated with integrity risk is the probability of an undetected failure that can lead to loss of fixed precision. Sometimes the risk is calculated for a specified period of time taking into account the statistical characteristics of the events related to the current output of the measurement errors for the specified limits.

Currently, the integrity monitoring of the SNS is realised by next ways:

- in the equipment of satellites;
- by ground control segment;
- in consumer's equipment.

4.3 Integrity monitoring in the equipment of navigation satellites

It is required to 1 minute to give information about non-integrity to the satellite's message at such monitoring method. It does not satisfy the requirements of the time alert consumers. In addition, there will be probability that the scheme of the self-control airborne satellite's equipment is faulty and was not give a message about non-integrity.

4.4. Supervision the integrity of ground control segment

Ground control station receive signals from all visible navigation satellites and in a certain way form the test statistic for each satellite. When the test statistic exceeds a certain threshold of satellite navigation error information about this comes to the main control station and from it to consumers. It requires isolated channel to transfer that information. Such channel can be organised as the main control station, and with the navigation satellites, in addition, can be used by radio beacons and other navigational systems. It is also possible using geostationary satellite weather observations.

The disadvantages of this method include additional material costs for the organisation of the fault reporting channel navigation satellites as well as output and maintenance of additional navigation satellites or conversion of satellites monitoring the weather.

The main disadvantage of this approach is inopportune warning of a consumer about fault of the navigation satellites. This is due to the lack of continuous controlling of the navigation satellites, that is, control over the integrity of ground control part does not meet even the least stringent valid and future requirements given in Table. 3 and 4. This is especially noticeable in the incongruity of such critical phases of flight, as the approach.

It should be noted that it is also possible the application of a differential SNS working mode to control the integrity. This mode greatly improves the accuracy of the positioning through compensation of systematic errors. If the integrity algorithm is realising at the control station, used to implement the differential mode, it will be possible to transmit information about the integrity of the satellites on the same channel through which information is transmitted to differential mode. If the differential station is transmitting the signal, similar to the structure of the satellite navigation signals, it will able to be considered as pseudo satellites, allowing for more redundancy.

However, the effective application of differential treatment is possible only in a limited area, but need a special communication channel control station with customers, which significantly reduces the possibility of integrity.

4.5. Autonomous integrity monitoring methods

Autonomous integrity monitoring methods could be tentatively divided to two groups.

1. Internal methods - receiver autonomous integrity monitoring (RAIM). It is based on information redundancy actually SRNS, ie, on the observation of the receiver in the consumer five or more. Such condition will be satisfied for each separated navigation system when SRNS, GPS and GLONASS have full deployable. It is possible with their partnering now. The main disadvantage of RAIM is the ability to detect the desired quality

only sufficiently large measurement errors of pseudorange. These are about 10 ... 20 times more than RMSD error in a regular situation.

2. External methods – airborne autonomous integrity monitoring (AAIM). It is based on the excess of information obtained from other navigation devices and systems available to the consumer (eg, barometric altimeter (BA) and inertial navigation systems (INS)), It assumes complex processing navigation information (CPI) from the receiver SRNS and other navigation devices and systems.

4.6 External integrity monitoring methods (AAIM)

AAIM (Airborne Autonomous Integrity Monitoring) uses information from other on-board sensors (eg, barometric altimeter and inertial navigation system). Currently, quite enough integration options of SNS and other navigation systems have studied and worked through. [7,10].

Integration SNS and altimeter. Barometric altimeter instrument error can reach 100 m, but since it measures the height of the pressure of air, and thus highly dependent on weather conditions, the difference between the measured and the true heights can be very big, and in the absence of compensation of up to 350 m.

The total error of aircraft location is high when using the altimeter information (in the horizontal plane can exceed 1 km). It allows using them to identify only gross errors. The altimeters which measuring the height of the aircraft relative to the earth's surface don't always possible to use. Because the information is distorting or even missing during roll and pitch.

Integration SNS and INS. Inertial navigation system is autonomous, continuous and not subject to interference means of navigation. A significant drawback is the accumulation of errors over time. So, in a time of 1 hour (the average time required ground control segment to alert all consumers refuse navigation satellite), the error caused by gyro drift exceeds the tolerances established for monitoring the integrity of the SNS. Note that the location accuracy in complex SNS /INS (INS corrected by the SNS and SNS control the integrity of the expense of redundant information from the INS) may be 1 - 3 m or less. However, if one of the satellites in working constellation lost integrity before starting time work, then the discovery of its posting inconsistent becomes problematic.

Integration SNS and RSBN. Acceptable accuracy (except uncategorised approach) in this case is achieved only in a limited area close to the ground beacon, and with the removal from it accuracy deteriorates.

Integration SNS and OMEGA. At present day radio system OMEGA does not apply on aircrafts. Because the accuracy of the positioning by that system (4 - 8 km) does not satisfy modern requirements. In the future, the system OMEGA may only be used as an additional tool to SNS during flights over the ocean.

Integration SNS and RSDN. Accuracy of the aircraft positioning is 500 m by RSDN. It does not satisfy the future requirements (Table 2.1, 2.3) for the integrity of uncategorised and categorised approaches. However, the accuracy of the positioning by RSDN is highly dependent on weather conditions. So it is necessary to determine the amendment and to take corrective of the positioning to maintain the required accuracy. Another drawback of the RSDN is the limited coverage.

Integration SNS and several sensors and systems. This will improve the accuracy of the positioning, but does not solve the problem of ensuring global coverage, and hence the problem of integrity at any point in the circumterrestrial space.

Thus, methods of automatic integrity monitoring can not fully satisfy the requirements for integrity monitoring at all flight phases of aircrafts.

4.7 Internal integrity monitoring methods (RAIM)

RAIM (Receiver Autonomous Integrity Monitoring) – is a method of determination integrity of navigation signals SNS without help of sensors and all other systems of integrity monitoring.

Thus, the main task of RAIM-algorithms is to detect and remove faults, failures of consideration. Another approach is to solve the problem of navigation methods insensitive to errors (incorporate errors in estimation scheme) i.e. the use of robust procedures. Then there is no need to perform additional processing step i.e. validation of the results. To some extent, robust procedures are an alternative to the use of standard RAIM-methods, but also as the last are aimed to ensuring the integrity of the solutions.

The stage of establishing the integrity results RAIM is obligatory in most modern applications SNS receivers.

Integrity of one technical subsystems can be verified by comparing the results with the output of another device. This approach is called external software integrity (external monitoring). There is Airplane Autonomous Integrity Monitoring (AAIM) in avionics. However, the SNS systems have the ability to make integrity assessment, taking into account only its entrance

(internal) information, due to the redundancy of the data (internal monitoring). Exactly this feature means RAIM.

Test Questions

1. How is implemented algorithm RAIM of the integrity?
2. How are implemented the external methods of monitoring the integrity (AAIM)?
3. List the scheme of integration navigation systems, their advantages and disadvantages.
4. What is the integrity of the navigation information?

Topics for independent study.

1. The main errors of the satellite navigation system.
2. The main errors of the inertial navigation system.
3. The model of the accelerometer.
4. The model of the micromechanical gyroscope.

Conclusion

Effective development of the international transport system is impossible without the development of accurate and highly reliable global positioning systems, communication systems, data processing and concentration of the control center. At present, these systems are widely used in aviation. The development of these systems and spreading to other types of transport in the first place is constrained high reliability positioning systems or a more general requirement - its integrity. The main methods and means of obtaining navigational information control and ensure its integrity are considered in the tutorial.

It is shown that the integration of SNS receiver and INS allows increasing the accuracy of navigation readings, eliminating weaknesses of each system separately. Thus there is redundant information, which allows controlling the integrity of the navigation information. Such integration allows reducing dynamic positioning delay that is especially important for high-maneuverable vehicles in traffic density. In addition, information from the INS can be used in the SNS effort to locate satellite when signal failed. It is shown that increasing the level of integration is a reduction of the interaction time of the system's components, and thus reduces the time to obtain information for controlling and alerts the user to the loss of integrity. And it is very important for certain steps of flight, such as the approach.

References

1. Drane C. R., Rizos Chris. Positioning Systems in Intelligent Transportation Systems. Artech House, Inc., 1997. 2. Drane C. R. Positioning Systems: A Unified Approach. Lecture Notes in Control and Information Sciences. Springer-Verlag, 1992
3. Nebylov A.V., editor. Aerospace Sensors. Momentum Press, New York, 2013. 349 p.
4. Aleshin B.S., Veremeenko K.K., Chernomorskiy A.I. Orientation and navigation of moving vehicles// Moscow.: 2006. 424p. (in Russian).
5. Cellular communication system GSM
http://library.tuit.uz/skanir_knigi/book/tehnologii_opredeleniya/tex_opredeleniya.htm
6. Soloviev Y.A. Systems of Satellite Navigation. Moscow: EKO-Trends, 2000. 265 p. (in Russian).
7. Harisov V.I., Perov A.I., Boldin V.A. Global Satellite Radionavigation System GLONASS, M.: IPRJR, 1998. 400 p (in Russian).
8. Karlashur V.I., Karlashur S.V. Satellite Navigation. Methods and Means, Moscow: Solon-Press, 2006. 176 p (in Russian).
9. GLONASS. Principles of Construction and Operation /A.I.Perov, V.N.Harisov, editors. – Moscow, Radiotechnica, 2005 (in Russian).
10. Stepanov. OA. Basics of Estimation Theory with Applications to Problems of Navigational Information Processing. Parts 1 and 2. St. Petersburg, JSC "Concern" CSRI "Electropribor". 2010, 509 p. and 2012, 417 p. (in Russian).

Оглавление

Введение	40
1. Интеллектуальные транспортные системы.....	42
1.1. Интеллектуальные транспортные системы в авиации.....	42
1.2. Особенности организации движения в железнодорожном транспорте	43
1.3. Особенности организации движения в морском транспорте.....	44
1.4. Особенности организации движения в речном транспорте	45
1.5. Особенности организации движения в автомобильном транспорте	46
Контрольные вопросы.....	47
2. Проблемы целостности навигационной информации на транспорте	48
2.1. Проблемы целостности навигационной информации в авиационном транспорте.....	48
2.2. Методы улучшения и контроля характеристик непрерывности и целостности систем навигации.....	48
3. Использование спутниковой навигации на транспорте.....	50
3.1. Принципы спутниковой навигации	53
3.2. Дифференциальные системы спутниковой навигации.....	57
3.3. Требования к СРНС.....	59
3.4. Обзор интегрированных навигационных систем	62
3.4.1. Раздельная схема	62
3.4.2. Слабосвязанная схема	63
3.4.3. Жесткосвязанная схема.....	65
3.4.4. Глубоко интегрированная схема.....	67
Контрольные вопросы.....	69
4. Обзор существующих методов контроля целостности.....	69
4.1. Требования, предъявляемые к спутниковым системам посадки	69
4.2. Характеристики контроля целостности	70
4.3. Контроль целостности в аппаратуре навигационных спутников	71
4.4. Контроль целостности наземным контрольным сегментом	71
4.5. Автономные методы контроля целостности.....	72
4.6. Внешние методы контроля целостности (AAIM)	73
4.7. Внутренние методы RAIM	74
Контрольные вопросы.....	75
Темы для самостоятельного изучения	75

Заключение.....	76
Список использованной литературы	77

Введение

В настоящее время развитие экономики отдельных стран невозможно представить без международного сотрудничества и товарообмена со многими странами в разных регионах мира. Это относится как к крупным развитым странам, так и развивающимся экономикам. Экономическое сотрудничество предполагает разделение труда и повышение уровня специализации. При этом научные исследования и техническая разработка осуществляется в одних странах, материалы и комплектующие в других, а сборка в третьих. Готовая продукция переправляется во все страны мира. Такая организация производства требует мощной системы транспортных перевозок все возрастающего объема грузов и людей.

Решение этой задачи возможно только при условии одновременного развития морского, речного, железнодорожного, автомобильного и авиационного транспорта. Каждый из этих видов транспорта решает свои частные задачи доставки грузов. Но, как правило, доставка грузов от производителя до потребителя требует использования нескольких видов транспорта. По этой причине возникают задачи согласования транспортных потоков и оптимизации доставки грузов с точки зрения минимизации времени нахождения в пути и денежных затрат.

Дополнительные сложности возникают из-за возрастающей плотности транспортных потоков в портах назначения, железнодорожных узлах и станциях, в районах больших городов и аэропортах. Кроме экологических проблем и возрастающей вероятности возникновения заторов (traffic jams), приводящих к большим экономическим потерям, повышается вероятность возникновения аварийных ситуаций и ситуаций, опасных для жизни людей. В ближайшей перспективе ожидается резкое возрастание объема перевозок и вместе с этим обострение всех указанных проблем.

По этой причине в мире уделяется все большее внимание разработке автоматизированных систем управления транспортом на разных уровнях. Решение таких задач возможно только на основе высокоточных систем навигации, сбора и передачи этой информации в центры автоматизированной обработки и формирования управляющих сигналов [1, 2, 3]. Требования к точности таких систем для разных видов транспорта и различных могут варьироваться от нескольких сот метров на относительно свободных пространствах до нескольких сантиметров, например, на дорогах с плотным движением автомобильного транспорта или при посадке самолетов и вертолетов. В любом случае требования к достоверности навигационных измерений являются чрезвычайно высокими. Достигнуть требуемой достоверности можно только при использовании нескольких

независимых систем навигации, работающих, как правило, на различных физических принципах и объединенных в единый навигационный комплекс [3, 4].

Точная система навигации является основой более общей "Интеллектуальной Транспортной Системы" (Intelligent Transport System). Предварительные оценки показывают, что разработка и внедрение такой системы позволит значительно увеличить эффективность всех видов транспорта за счет сокращения издержек и уменьшения времени доставки грузов [1].

Одной из первоочередных задач для решения транспортных проблем является подготовка специалистов в рамках вузовского и послевузовского образования. Настоящее учебное пособие предназначено для студентов магистерской подготовки и аспирантов авиационного профиля, но может быть использовано студентами других специальностей связанных с транспортом. В учебном пособии рассматриваются концепции построения навигационных комплексов, методы и средства контроля целостности информации.

1. Интеллектуальные транспортные системы

В последнее время словосочетание "Интеллектуальные Транспортные Системы" (Intelligent Transport Systems) и соответствующие аббревиатуры — ИТС, ITS — стали использоваться все чаще при прогнозировании развития транспортных систем развитых стран [1]. Различные виды транспорта имеют и свои отличительные особенности. Это касается технических, экономических организационных отличий, характеризующих специфику транспортных систем.

Под интеллектуальными транспортными системами понимается интеграция современных информационных и коммуникационных технологий и средств автоматизации с транспортной инфраструктурой, транспортными средствами и пользователями, ориентированная на повышение безопасности и эффективности транспортного процесса, комфорта для водителей и пользователей транспорта.

Развитие ИТС методологически базируется на интегрировании отдельных ИТС и формирует их как системы, а не отдельные независимые модули [3, 4]. Отсюда следуют важные принципы развития ИТС на основе объединения отдельных подсистем, создаваемых для отдельных видов транспорта.

Формируется единая общая открытая архитектура системы, протоколы информационного обмена, формы перевозочных документов, стандартизация габаритов, объемов и веса перевозимых грузов, технических средств навигации и связи, контроля, процедур управления и т. д.

Идея ИТС, в своей основе, уже практически реализована в глобальном масштабе под руководством ИКАО в гражданской авиации.

1.1. Интеллектуальные транспортные системы в авиации

Благодаря стандартам и руководящим документам управление международными полетами, работой аэропортов и обслуживание пассажиров с использованием информационных и коммуникационных технологий в настоящее время согласованы. Все воздушные суда имеют средства связи, автономной спутниковой навигации, системы автоматического управления полетом, предотвращения столкновений в воздухе, управления взлетом и посадкой и др. Наземные службы располагают технологиями постоянного контроля и управления в условиях плотного и эшелонированного воздушного движения.

Основными преимуществами воздушного транспорта в пассажирских перевозках являются:

- высокая скорость доставки пассажиров, комфортабельность проезда в подвижном составе;
- маневренность в организации пассажирских перевозок. Новые воздушные линии могут создаваться в короткие сроки и с небольшими капиталовложениями. Авиационный транспорт имеет возможность маневрировать подвижным составом (самолетами, вертолетами) в зависимости от величин пассажиропотоков;
- большая беспосадочная дальность полета (более 10 тыс. км). Беспосадочные полеты повышают скорость доставки пассажиров и грузов.

Требуемая точность навигации авиационного транспорта варьируется от нескольких сот метров при полете по трассам с низкой плотностью воздушного движения до метров на этапах предпосадочного маневрирования в зонах аэродромов с высокой плотностью воздушного движения. При посадке в условиях плохой видимости требуемая точность навигации измеряется дециметрами.

1.2. Особенности организации движения в железнодорожном транспорте

Основными особенностями железнодорожного транспорта являются:

- неразрывная связь с предприятиями промышленности и сельского хозяйства, стройками, торговыми базами, складами и т.д. В настоящее время все крупные предприятия и базы торговых организаций имеют железнодорожные подъездные пути, связывающие их с магистральными железными дорогами. На подъездных путях зарождается и погашается до 90% всех грузов, перевозимых по железным дорогам;
- возможность строительства железнодорожных сообщений практически да любой сухопутной территории страны и обеспечение устойчивых связей между районами;
- высокая провозная и пропускная способность железных дорог. Двухпутная железнодорожная линия, оборудованная автоматической блокировкой, может обеспечить перевозки более 100 млн. т в каждом направлении в год, а однопутка — 20 млн. т и более в каждом направлении в год. Эти величины могут меняться с

изменением общей массы поездов, скоростей движения и т.д. Использование провозных способностей железных дорог неодинаково по различным регионам страны из-за неравномерности размещения производства и сырьевых ресурсов;

- возможность осуществления массовых перевозок грузов в сочетании с относительно низкой стоимостью перевозок;
- возможность бесперебойного и равномерного осуществления перевозок во все времена года и периоды суток;
- сравнительно высокая скорость движения и сроки доставки грузов и пассажиров. Сроки доставки грузов являются одним из важных качественных показателей, определяющих эффективность использования того или иного вида транспорта для конкретной перевозки. В целом ускорение доставки грузов дает большой экономический эффект. Расчеты показывают, что при сокращении срока доставки грузов по железным дорогам на одни сутки высвобождаются материальные ресурсы в количестве примерно в 9-10 млн. тонн;
- доставка грузов и пассажиров по более короткому пути следования. Как правило, расстояние перевозки по железной дороге значительно короче, чем по рекам. Например, от Волгограда до Москвы путь по железной дороге короче речного в 2,5 раза. Необходимо помнить, что более короткий маршрут не всегда является наиболее эффективным. В ряде случаев целесообразно использовать на мощных грузопотоках виды транспорта с низкой себестоимостью по сравнению с более короткими маршрутами;
- относительно высокие экономические показатели и достаточно совершенная технология перевозок. Если расход топлива в среднем на железнодорожном транспорте принять за единицу, то на автомобильном он составит 4-5 единиц.

1.3. Особенности организации движения в морском транспорте

По сравнению с другими видами транспорта морские перевозки имеют ряд особенностей, определяющих в отдельных случаях их преимущества:

- возможность обеспечения массовых межконтинентальных перевозок грузов внешнеторгового оборота. Порядок перевозки внешнеторговых грузов устанавливается специальными правилами и положениями;

- сравнительно небольшие капиталовложения. Морские пути не требуют затрат на их сооружение или поддержание в эксплуатационном состоянии (кроме каналов);
- практически неограниченная пропускная способность. Ограничение пропускной способности происходит главным образом по перерабатывающей способности морских портов и причальных линий, складских емкостей, механизмов для производства погрузочно-разгрузочных работ;
- сравнительно малый расход топлива и энергии. Морские пути горизонтальны, не связаны с рельефом местности и не требуют дополнительных затрат энергии для преодоления подъемов, которые возникают на железных дорогах и автомобильном транспорте. Кроме того, морские линии почти прямолинейны;
- при перевозках на большие расстояния более низкая, чем на других видах транспорта, себестоимость перевозок. Крупные суда морского транспорта значительно улучшают соотношение полезной грузоподъемности и водоизмещения.

1.4. Особенности организации движения в речном транспорте

Основными технико-экономическими особенностями, определяющими преимущества речного транспорта, являются:

- большая провозная способность на глубоководных реках. Так, пропускная способность р. Волги может быть доведена до 100 млн. т в год;
- сравнительно невысокая себестоимость перевозок. На реках Европейской части России она примерно на 30% меньше, чем на железных дорогах, и в несколько раз меньше по сравнению с автомобильным транспортом;
- относительно меньшие капитальные затраты. Затраты на организацию судоходства по естественным магистральным водным путям с пропускной способностью 80-100 млн. т в год в несколько раз меньше, чем на строительство железной дороги (с подвижным составом) и в 3-4 раза меньше, чем на сооружение автомобильной дороги с твердым покрытием.

1.5. Особенности организации движения в автомобильном транспорте

Автомобильный транспорт обладает рядом особенностей, определяющих его преимущества и широкое использование во всех отраслях хозяйства:

- большая маневренность и подвижность. Грузы автомобилями могут перевозиться непосредственно из пункта производства в пункт потребления без перегрузки и промежуточного складирования, т.е. «от двери до двери»;
- высокая скорость доставки грузов и пассажиров. По скорости движения автомобильный транспорт уступает лишь воздушному транспорту;
- в ряде случаев более короткий путь движения грузов и пассажиров. Целесообразно доставлять грузы и перевозить пассажиров автомобильным транспортом в тех случаях, когда расстояние перевозки по автомобильным дорогам меньше, чем по железным.

Одно из основных направлений развития ИТС в Европе, США и Японии является реализация концепции интеллектуального автомобиля. В настоящее время реализуется международная программа "Транспортные средства повышенной безопасности". Уже первые опыты использования бортовых интеллектуальных систем показали, что они способны уменьшить число ДТП на 40%, а число ДТП со смертельным исходом на 50%.

Под термином "бортовые интеллектуальные системы" в ЕЭК ООН понимают системы, установленные на автомобиле в целях повышения его безопасности и использующие информацию, которая поступает как непосредственно от бортовых датчиков автомобиля, так и от дорожной инфраструктуры или других источников.

В настоящее время уже находятся в продаже или проходят полигонные испытания более десяти типов бортовых ИТС. К таким бортовым ИТС можно отнести следующие системы:

- Система поддержания дистанции в плотном транспортном потоке
- Система удержания автомобиля на полосе;
- Система оповещения об усталости водителя;
- Система предотвращения боковых столкновений;
- Система удержания автомобиля при движении по кривой;
- Система обнаружения мотоциклистов и др.

Бортовые ИТС реализуют, как минимум, четыре функции:

- оказывают водителю помощь в предвидении дорожной обстановки;
- побуждают его к действиям по предотвращению опасной ситуации;
- снижают утомляемость водителя, принимая часть нагрузки по управлению автомобилем на себя;
- автоматически берут управление на себя, если водитель самостоятельно не смог выполнить необходимые действия по предотвращению ДТП, либо снижая тяжесть его последствий.

Важнейшие научно-технические и технологические проблемы ИТС для автомобильного транспорта:

- Активные интеллектуально управляемые системы подвесок кабины и автомобиля;
- Приборы оперативного контроля и диагностирования по вибрационным и акустическим данным;
- Система активного рулевого управления грузового автомобиля большой грузоподъемности;
- Бортовая система поддержки принятия решений водителем.
- Разработка общих принципов построения математических моделей автомобилей с развитыми контурами управления.

В качестве основных методов решения необходимо использовать комплексную технологию моделирования, включающую математическую модель процесса движения автомобиля.

Контрольные вопросы

1. Дайте определение интеллектуальной транспортной системы.
2. Что объединяет интеллектуальные системы различных видов транспорта?
3. В чем особенности организации движения на железнодорожном и автомобильном транспорте?
4. В чем особенности организации движения на морском и речном транспорте?
5. Особенности организации движения воздушного транспорта.

6. 2. Проблемы целостности навигационной информации на транспорте

2.1 Проблемы целостности навигационной информации в авиационном транспорте

Популяризация гражданской авиации как одного из основных видов пассажирского транспорта выдвигает в первый ряд проблемы безопасности. При этом все большее внимание уделяется таким этапам полета как заход на посадку и посадку соответственно. Статистические данные показывают, что более половины нарушений расписания полетов происходит из-за ограничений по метеорологическим условиям, от которых зависит выполнение надежной посадки самолета и более трети всех летных происшествий на мировом воздушном транспорте имеют место при заходе на посадку и посадке. Поэтому для обеспечения безопасности полета воздушного судна (ВС) высокие требования предъявляются к целостности навигационной информации. Качество контроля целостности характеризует способность системы обнаруживать свое неправильное функционирование и своевременно исключать возможность использования ее данных пользователями при недопустимых отклонениях рабочих характеристик. Фактически, когда речь идет о целостности системы навигации, основной информацией являются данные о состоянии навигационных спутников, их неисправностях, о возможных искажениях сигналов в каналах передачи информации, об отказах и недопустимых ошибках оценок навигационных параметров в бортовой аппаратуре и рисках использования недостоверной информации.

2.2 Методы улучшения и контроля характеристик непрерывности и целостности систем навигации

В настоящее время ведутся работы по улучшению характеристик непрерывности и целостности интегрированных систем навигации, особенно в части повышения достоверности контроля их работоспособности и сокращения времени оповещения объекта о целостности системы. Возможны два варианта контроля целостности системы, основанные на автономных и внешних методах контроля. Автономные методы предполагают использование избыточной информации навигационных датчиков потребителя, которую они получают, принимая навигационные сигналы от большего, чем минимально необходимо, числа навигационных спутников, а также других измерителей, имеющихся на борту ВС. С помощью специальных алгоритмов автономного контроля целостности Receiver Autonomous Integrity Monitoring (RAIM) можно обнаружить нарушения целостности информации. К сожалению, RAIM позволяет обнаружить отказы

только при больших погрешностях измерений псевдодальностей, в несколько раз превышающих среднеквадратическое отклонение (СКО) в штатной ситуации.

Усложнённые алгоритмы автономного контроля целостности позволяют повысить достоверность контроля, однако такие алгоритмы подразумевают накопление достаточно большого объёма информации и обработку в инерционном режиме, т.е. с учётом предыстории. Такие алгоритмы весьма требовательны к ресурсам бортовой аппаратуры и достаточно чувствительны к модели сигнала; кроме того, они не инвариантны к полезному сигналу.

Внешние методы основаны на создании сети станций для обеспечения контроля работоспособности навигационных спутников в режиме реального времени. В этом случае узел сети региональный вычислительный центр осуществляет обработку данных, получаемых от наземных станций слежения, и формирует сообщение о целостности системы. Процедура внешнего контроля является более сложной, поскольку требует создания наземной сети. Однако такое решение задачи целостности позволяет получить более полную информацию о системе, которой принципиально не может располагать отдельный потребитель при автономном контроле целостности. Таким образом, для обеспечения требуемых параметров надёжности работы системы, необходимо применять комплексный подход к обработке навигационной информации, используя имеющуюся информационную избыточность, чем можно обеспечить уровень контроля, который в сочетании с аппаратурной надёжностью и позволит оставаться в рамках международных требований к спутниковым системам посадки (ССП).

1. 3. Использование спутниковой навигации на транспорте

Спутниковая навигация позволяет с высокой точностью определить координаты наблюдаемого объекта, находящегося практически в любой точке земного шара. В настоящее время она является обязательной системой во всех видах транспорта. Сигналы спутниковых систем ГЛОНАСС и GPS используются сегодня повсеместно от персональных навигационных устройств до крупных систем мониторинга и управления в крупных транспортных организациях муниципального, государственного и межгосударственного уровней [1, 2, 4, 5, 6, 8].

Спутниковая система навигации GPS на сегодняшний день обеспечивают практически стопроцентное обслуживание всей территории земного шара. Активно развивается и используется в настоящее время российская спутниковая система ГЛОНАСС (GLONASS). Основой системы ГЛОНАСС являются 24 спутника, движущиеся над поверхностью Земли в трёх орбитальных плоскостях с наклоном орбитальных плоскостей $64,8^\circ$ и высотой 19 100 км. Принцип измерения аналогичен американской системе навигации NAVSTAR GPS.

Основное отличие от системы GPS в том, что спутники ГЛОНАСС в своем орбитальном движении не имеют резонанса (синхронности) с вращением Земли, что обеспечивает им большую стабильность. Таким образом, группировка КА ГЛОНАСС не требует дополнительных корректировок в течение всего срока активного существования. Модель спутника системы ГЛОНАСС второго поколения приведена на рисунке 1.

В настоящее время развиваются и постепенно вводятся в эксплуатацию другие спутниковые системы навигации. Прежде всего, это китайская система Beidou и европейская система Galileo.

Первый спутник Beidou (что в переводе означает «компас») был запущен в 2007 году. Согласно планам, к 2020 году система будет насчитывать 30 спутников и сможет предоставлять навигационные услуги своей системы по всему миру.

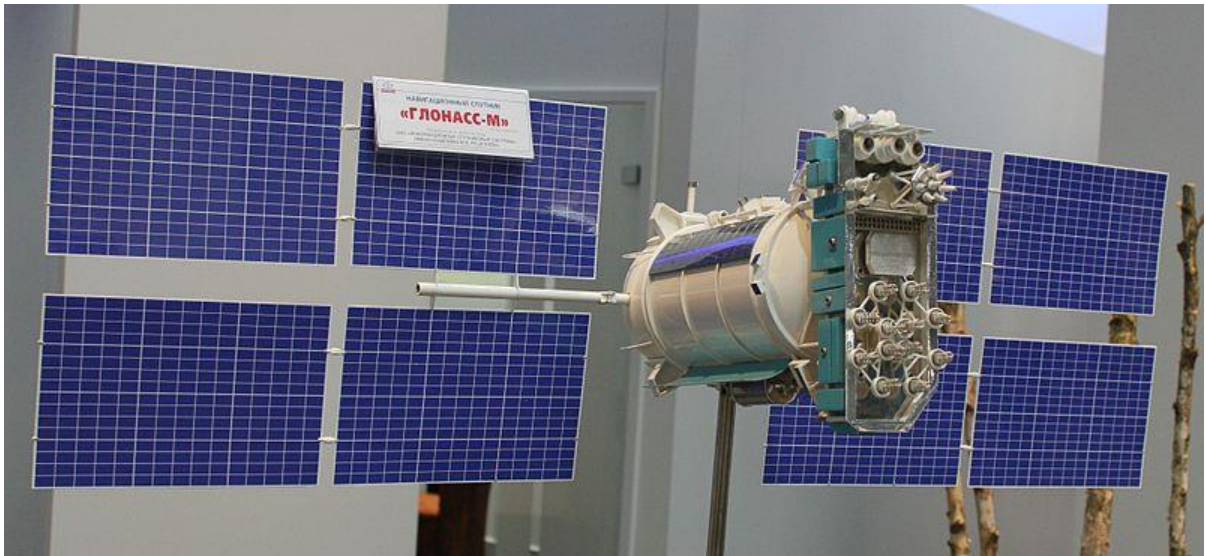


Рисунок 1 - Model of Glonass-M satellite at CeBIT 2011. This is a crop of http://commons.wikimedia.org/wiki/File:CeBIT_2011_Samstag_PD_110.JPG

Для высокоточной спутниковой GPS навигации абонентское устройство должно постоянно принимать сигналы минимум четырех спутников, находящихся на геостационарной орбите. В данный момент группировка спутников, передающих сигнал GPS, насчитывает тридцать один спутник. Группировка спутников ГЛОНАСС насчитывает двадцать один основной спутник и два резервных. Обе группировки постоянно наращиваются, а спутники совершенствуются и на орбиту выводятся их новые типы, благодаря чему качество персональной навигации постоянно улучшается. В случае же одновременного использования ГЛОНАСС и GPS навигация приобретает дополнительную надежность и точность уже сегодня.

Для осуществления GPS навигации с использованием сигналов спутниковых систем необходимо абонентское оборудование. Это может быть как персональное устройство, снабженное комплектом электронных карт и приемником спутниковых сигналов, так и более сложное — абонентский терминал. Помимо встроенного приемника спутниковых сигналов, с помощью которых осуществляются мониторинг и навигация, абонентский терминал может снабжаться внешними датчиками для отслеживания специфических параметров транспортного средства. Кроме того, в случае одновременного использования в абонентском терминале совмещенных приемников ГЛОНАСС и GPS навигация и мониторинг осуществляются со значительно более высокой надежностью.

Современный персональный навигатор — это высокотехнологичное устройство для навигации, удобное в использовании и предоставляющее не только данные по спутниковой навигации в удобном для восприятия виде, но и богатые мультимедийные возможности.

Навигатор сочетает в себе функционал полноценного абонентского терминала с возможностями персонального навигатора. Спутниковые системы в связке с абонентским оборудованием и специальным программным обеспечением, а также при использовании передачи данных через сотовые сети (GSM/GPRS), позволяют создавать системы мониторинга транспорта и стационарных объектов.

Определение местоположения на основе данных от спутниковых навигационных систем (СНС) обеспечивает высокую точность вычисления координат, скорости и направления движения различных объектов, а также существенно повышает эффективность систем сотовой связи за счет высокоточной временной синхронизации ТОМА и СОМА-систем. С начала 1990-х гг. действовали две спутниковые навигационные системы: глобальная навигационная спутниковая система GPS, ранее известная как NAVSTAR (США), и глобальная навигационная спутниковая система ГЛОНАСС (Россия). Навигационные системы GPS и ГЛОНАСС предоставляют информацию о местоположении, скорости движения и времени (Position, Velocity, Time, PVT) при любых погодных условиях неограниченному числу абонентов на земле, в воздушном и морском пространстве. Несмотря на то, что изначально обе системы разрабатывались для нужд военных ведомств, позже они стали доступны для гражданского использования и сейчас являются системами двойного назначения.

Система GPS разработана в Министерстве обороны США (МО США), ее часть — стандартная служба позиционирования (Standard Positioning Service, SPS) находится в свободном доступе. Официальное разрешение об использовании GPS в гражданских целях было предоставлено Международной организацией гражданской авиации (ИКАО) и Международной морской организацией (ИМО) в начале 1990-х гг. Детальное описание гражданской системы содержится в Интерфейсно-контрольном документе (Interface Control Document, ICD), опубликованном МО США.

Глобальная навигационная спутниковая система ГЛОНАСС создана по заказу Министерства обороны бывшего СССР и начала эксплуатироваться в октябре 1982 г. после запуска первого спутника «Космос-1413». История зарождения этой системы берет свое начало с 50-х годов прошлого века, когда был разработан и выведен на орбиту первый искусственный спутник Земли. В 1994 г. Россия предоставила международному сообществу для гражданского использования СНС ГЛОНАСС и передала ИКАО описание структуры навигационных сигналов [5].

3.1 Принципы спутниковой навигации

Спутниковые навигационные системы состоят из трех основных сегментов: космического сегмента, наземного управляющего сегмента (комплекса управления) и абонентских приемников (пользовательского сегмента). Обобщенная структурная схема спутниковых навигационных систем показана на рисунке 1.

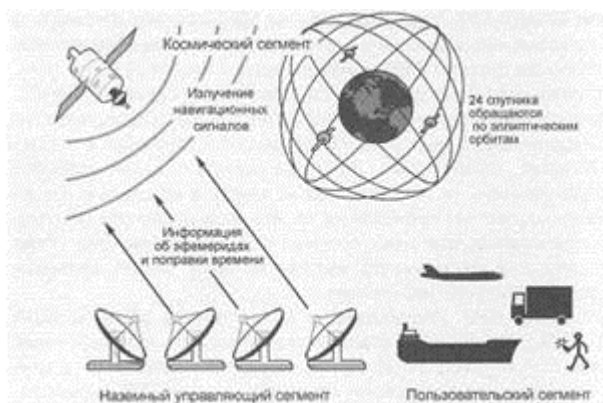


Рисунок 2 - Структурная схема спутниковой навигации

Космический сегмент состоит из орбитального созвездия, как правило, из 24 спутников. Каждый из них передает навигационный код, по которому приемник определяет расстояние до спутника. Такое количество спутников способно охватить всю земную поверхность равномерным полем радионавигационных сигналов с запасом по высоте порядка 2000 км. Этого достаточно для большинства применений навигационных систем, как на земле, так и в воздушном пространстве. Данные навигационных сообщений, переданные со спутников, позволяют определить точное местоположение на момент передачи сигналов. СНС — это пассивные системы, т.е. пользователь, может только принимать спутниковый сигнал и не имеет обратной связи со спутником.

Все спутники контролируются наземной системой управления, осуществляющей мониторинг навигационного поля, непрерывное слежение за созвездием спутников, управляющей ими и обновляющей навигационные данные. С помощью эталонных приемников измеряются сигналы со спутников, и результаты таких измерений используются для получения параметров орбит (эфемерид) для каждого спутника, а также для вычисления сдвига часов спутника относительно общесистемного времени. Эти сведения об эфемерисах и смещении часов загружаются на спутники для передачи конечным пользователям.

Спутники, таким образом, должны осуществлять:

- прием, дешифровку и обработку команд управления режимами функционирования спутника на орбите от наземного комплекса управления (НКУ);
- прием и обработку кодов коррекции бортовой шкалы времени;
- контроль состояния бортовой аппаратуры (совместно с наземным комплексом управления), выработку сигналов о текущей работоспособности и их передачу наземному сегменту.

В итоге пользовательскому приемнику для определения местоположения необходимо иметь информацию о положении спутника и времени передачи сигнала от каждого спутника [5].

Приемник определяет собственное местоположение по времени прохождения сигнала от спутников (ТоА), измеряя расстояние до спутника как произведение групповой скорости распространения радиоволн на время прохождения сигнала по трассе «спутник — приемник». Полученный результат называется псевдо-дальностью R и раскрывает принцип, согласно которому время распространения сигналов однозначно соответствует расстоянию между спутником, чьи координаты известны, и приемником, местоположение которого неизвестно. Теоретически, достаточно трех спутников для определения координат приемника, находящегося в зоне пересечения трех сфер, каждая с радиусом, равным псевдодальности. Как показано, на рисунке 3, псевдодальность включает геометрическое расстояние до спутника плюс некоторую погрешность, вызванную нестабильностью часов приемника и спутникового генератора тактовой частоты, непостоянством скорости распространения радиоволн, относительной неточностью координат спутников и другими факторами.

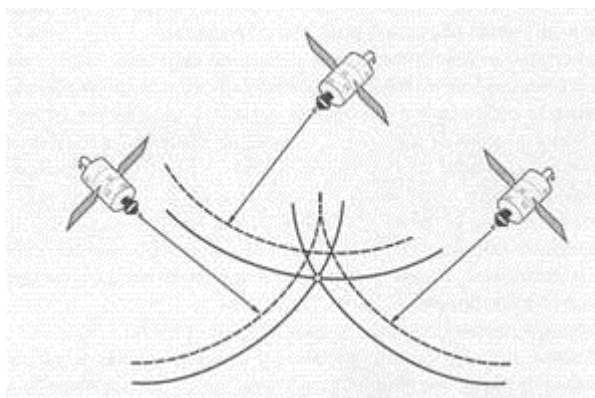


Рисунок 3 - Определение местоположения в спутниковых навигационных системах: сплошные линии соответствуют псевдорасстояниям с учетом коррекции пользовательских часов

На каждом спутнике имеется несколько высокоточных атомных часов, предназначенных для обеспечения стабильности времени, достаточной для того, чтобы наземный сегмент, определяя время, переданное со спутника, с точностью до нескольких нано - секунд. Более того, данные об эфемеридах, содержащиеся в навигационном сообщении, позволяют определить положение спутника с точностью до нескольких метров. В то же время положению приемника пользователя неизвестно, а часы приемника не могут быть достаточно точными, поскольку должны быть малогабаритными и недорогими. Следовательно, нестабильность часов приемника относительно общесистемного времени необходимо считать дополнительной неизвестной и вычислять совместно с трехмерными координатами приемника. Таким образом, местоположение приемника пользователя характеризуется вектором $[x, y, z, C\delta]$, где $[x, y, z]$ — координаты пользователя в геоцентрической системе: $C\delta$ — отклонение пользовательских часов.

Математическое выражение этого принципа можно представить следующим образом:

$$R - C\delta = c\Delta t - C\delta = \sqrt{(X_s - X_r)^2 + (Y_s - Y_r)^2 + (Z_s - Z_r)^2} \quad (1)$$

где R — псевдодальность или измеренное расстояние, скорректированное с учетом ошибок распространения радиоволн и нестабильности спутникового генератора тактовой частоты;

Δt — измеренная задержка сигнала; c — скорость распространения радиоволн; $X_s Y_s Z_s$ — местоположение спутника в момент передачи сигнала; $X_r Y_r Z_r$ — местоположение антенны приемника в момент приема сигнала.

Определив время и расстояния до спутников, можно вычислить местоположение приемника. Так как нестабильность часов приемника вносит дополнительную неизвестную в систему уравнений, то для точного трехмерного определения местоположения объекта и коррекции временной шкалы требуется решить систему из четырех уравнений, т.е. выполнить как минимум четыре измерения от спутников с оптимальной геометрией. Если приемник «видит» четыре спутника, он может выполнить четыре измерения, а следовательно, рассчитать все четыре неизвестных. Как правило, для полностью развернутой СНС в зоне видимости приемника находятся от 5 до 11 спутников, из которых приемник может выбрать четыре с оптимальной геометрией или использовать для расчетов информацию от всех наблюдаемых спутников. Расчет координат по четырем спутникам применялся в первых образцах навигационных приемников и осуществлялся, например, по

принципу тетраэдра, когда четыре спутника в вершинах должны образовывать тетраэдр максимального объема.

Следует отметить, что приемник также измеряет доплеровский сдвиг частоты сигналов спутников. Эта величина позволяет напрямую рассчитать скорость движения, а также сдвиг частоты приемника относительно общесистемного времени. Составляющие вектора скорости приемника определяются посредством решения аналогичных (1) уравнений для псевдоскоростей.[5]

Навигационные приемники выполняют первичные расчеты для определения местоположения и скорости перемещения, используя геоцентрическую систему декартовых координат, связанную с Землей (Earth-Fixed coordinate system, ECEF). Полученные результаты переводятся в местные или географические координаты, долготу и широту, используя модель земного профиля. В системе GPS применяется Всемирная геодезическая система координат 1984 (World Geodetic System, WGS-84), а в ГЛОНАСС — российская система ПЗ-90.

Данные, полученные в спутниковом навигационном сообщении, помимо непосредственного вычисления координат, также используются с целью устранения ошибок, связанных со сдвигом тактовой частоты цифровых сигналов спутника, релятивистскими эффектами и задержками сигнала при распространении. Также погрешность могут вносить шумы самого приемника и неточность данных эфемерид спутников.

Основной ошибкой при распространении навигационного сигнала являются задержки в ионосфере. Однако их можно с высокой точностью корректировать, применяя две несущие навигационного сигнала и определяя задержку между двумя частотами. Если абоненту доступна только одна частота, то целесообразно использовать алгоритм определения задержки с учетом широты, на которой находится пользователь, времени суток и года. Для этих целей чаще всего используется уточненная модель Клобучара.[5]. Параметры для этого алгоритма передаются в навигационном сообщении, а его точность составляет 50 — 60%. На средних широтах задержка в ионосфере, как правило, не превышает 14 м, хотя в моменты пика солнечной активности задержка увеличивается до 50 м. Другая возможность корректировки ионосферных ошибок для пользователей одночастотных приемников заключается в использовании поправок от дифференциальных систем.

Стоит отметить, что после ввода дополнительного сигнала стандартной точности на частоту L2 GPS и ГЛОНАСС, большинство современных приемников выпускаются в

двухчастотном исполнении. В плане развития системы GPS предусмотрен ввод третьего сигнала на частотах L5 для предотвращения интерференционных помех от навигационных локаторов и применения в авиации и других приложениях, требующих повышенной точности. Передача этого сигнала будет расширяться по мере ввода новых спутников Block-IIIF GPS. Указанные меры повышают помехозащищенность, надежность навигационных систем и позволяют снизить максимальный уровень погрешности определения местоположения в автономном режиме до единиц метров.

Другим существенным источником ошибок является задержка сигнала в тропосфере, которая не зависит от частоты, а потому определяется с учетом высоты местонахождения абонента, положения спутников и атмосферных параметров, прежде всего содержания паров воды. Задержка распространения сигнала в тропосфере создает погрешность порядка 2,3 м, если спутник находится в зените; около 9,3 м — при угле возвышения спутника 15° и 20...28 м для угла возвышения 5° . Эти показатели учитываются с помощью различных математических моделей при выполнении приемником навигационного решения.

Также при навигационных измерениях учитывается неравномерность гравитационного поля Земли, гравитационное влияние Луны и Солнца, световое давление и связанные с ним возмущения орбит спутников, другие геодинамические явления, а также помехи, связанные с переотражением сигналов от различных поверхностей, приводящим к многолучевому распространению радиосигналов[5].

3.2 Дифференциальные системы спутниковой навигации

На открытой местности в нормальных атмосферных условиях спутниковые навигационные системы позволяют пользователю определить свои координаты с точностью до 10 м, а время с точностью до 100 нс. Однако для некоторых приложений, таких как навигация морских и воздушных судов, управление подвижными объектами в городских условиях, требуется значительно большая точность. Так, требования ИКАО к точности определения координат воздушного судна при заходе на посадку устанавливают величину в пределах 2 м (при доступности 0,999), а судовождение в портах и гаванях по требованиям ИМО должно осуществляться с точностью не хуже 3...8 м (при доступности 0,997). Такие требования позволяют удовлетворить дифференциальные системы спутниковой навигации.

Эти системы корректируют большую часть погрешностей измерений координат приемника, включая: погрешности распространения навигационных сигналов (ионо-

сферные, тропосферные, многолучевости), погрешности часов и эфемерид спутников при измерениях кода, доплеровской частоты и фазы. [5]

Суть дифференциального режима можно пояснить на примере одного из вариантов дифференциальных систем, когда используются два приемника, которые одновременно измеряют сигналы от одинаковых спутников, что при совместной обработке позволяет существенно повысить точность измерений от СНС. Один из приемников принято называть базовым (или опорным), как правило, он стационарен, и его координаты известны с высокой точностью. Координаты другого неизвестны, но при совместном функционировании в дифференциальном режиме с учетом того, что некоторые составляющие погрешностей слабо изменяются во времени и пространстве, координаты приемника можно определить с точностью до сантиметров. Сравнивая собственные известные координаты с измеренными, базовый навигационный приемник формирует поправки, передающиеся приемнику, координаты которого необходимо корректировать. Точность, достигаемая с помощью дифференциального метода, в значительной степени зависит от расстояния между приемниками потребителей и базовым приемником. Чем меньше это расстояние, тем выше точность определения координат, поэтому зона обслуживания базового приемника обычно не превышает 500 км.

Другим примером дифференциальных систем может служить использование псевдоспутников, которые устанавливаются в точках с известными координатами и передают сигнал, аналогичный спутниковому навигационному сигналу. Такой подход позволяет существенно улучшить геометрические показатели точности определения координат [5].] Дифференциальные системы принято разделять на:

- широкозонные;
- региональные;
- локальные.

К широкозонным относятся системы, использующие геостационарные спутники для передачи поправок потребителям. В настоящее время функционируют американская широкозонная система WAAS, европейская EGNOS и японская MSAS. [5]

Региональные системы предназначены для навигационного обеспечения отдельных участков земной поверхности. Как правило, региональные системы используют в крупных городах, на транспортных магистралях и судоходных реках, в портах, на морских и океанских побережьях. Диаметр рабочей зоны региональной системы составляет от 500 до 2000 км. Она может иметь в своем составе одну или несколько опорных станций [5].

Большинство современных систем дифференциальной навигации являются локальными. Они используют только одну наземную станцию измерений и формирования дифференциальных поправок. Локальные системы имеют максимальный радиус действия от 50 до 220 км. Локальные системы разделяют по способу применения: морские, авиационные и геодезические локальные дифференциальные станции.

В дифференциальном режиме могут использоваться измерения, как по навигационному коду, так и по фазовым измерениям несущей. В последнем случае дальность определяется как произведение суммы целого числа длин волн на длину волны несущей.

Расстояние, измеренное на основе несущей, гораздо точнее, чем измерения по коду, так как разрешение метода соизмеримо с длиной волны (для случая L1 GPS $\lambda = 19$ см), что значительно меньше кодового.

3.3 Требования к СРНС

К спутниковым радионавигационным системам (СРНС) предъявляются требования, согласно их целевым назначениям [6]. Это качественные требования глобальности, независимости от гидрометеорологических условий, подстилающей поверхности, рельефа, окружающей растительности, застройки, времени суток и года, непрерывности, неограниченной пропускной способности, практической независимости от высоты над поверхностью земли и других условий движения определяющегося объекта, помехозащищенности и др.

Из необходимости обеспечения безопасности и экономичности движения гражданских объектов (самолетов и вертолетов, морских и речных судов, автомобилей и др.) к СРНС предъявляются и другие, в ряде случаев более высокие, количественные требования. Такими являются требования к точностным характеристикам, например к среднеквадратическим ошибкам (СКО) определения навигационных параметров, и к показателям надежности навигационного обеспечения. Под последними понимаются требования:

- доступности (готовности), мерой которой является вероятность работоспособности РНС перед и в процессе выполнения той или иной задачи;
- целостности, мерой которой является вероятность выявления отказа в течение времени, равного или менее заданного;

- непрерывности обслуживания, мерой которой служит вероятность работоспособности системы в течение наиболее ответственных отрезков времени движения (выполнения задачи).

Эти требования сформулированы и приведены в Российском радионавигационном плане (РРНП), учитывающем положения документов таких международных организаций, как ИКАО (Международная организация гражданской авиации), ИМО (Международная морская организация), а также ряда национальных радионавигационных планов других стран, например, США.

В таблице 1 приведены по данным РРНП требуемые среднеквадратические погрешности определения плановых координат и высоты полета ВС различные этапы полета [6]. Для задачи захода на посадку по категориям ИКАО указаны высоты над взлетно-посадочной полосой (ВПП), на которых должна осуществляться проверка точностных характеристик. Под не категорированным заходом на посадку понимается посадочный маневр, для выполнения которого от навигационной системы требуются данные только о горизонтальном положении ЛА. Минимальная высота, достигаемая ЛА при не категорированном заходе на посадку, составляет 60...75 м. Для категорированного захода на посадку навигационная система должна обеспечить потребителя данными о его пространственном местоположении.

Требования к доступности зависят от этапов полета и интенсивности воздушного движения [6]. Численные значения доступности при маршрутных полетах составляют 0,999...0,99999; при полете в зоне аэродрома и не категорированном заходе на посадку – 0,99999. Требования по доступности для захода на посадку и посадки по категориям ИКАО соответствует требованиям к системам инструментальной посадки. Численные значения их близки к 1.

Требования к целостности составляют для маршрутных полетов, полетов в зоне аэродрома и не категорированном заходе на посадку – 0,999 при допустимом времени предупреждения соответственно 10 с, 10 с и 2 с, а для захода и посадки по I, II и III категориям ИКАО – 0,999999, 0,9999999 и 0,999999995 при доступном времени предупреждения не более 1 с.

Таблица 1.

Требования к точности определения координат и высоты полета ВС

Решаемые задачи	Точность определения координат (СКО), м	Точность определения высоты (СКО), м
Маршрутный полет: Над океаном (безориентирная местность)	- 5800	- 30...40
Трассы шириной 20 км	2500	30...40
Трассы шириной 10 км	1250	30...40
Местные воздушные линии I категории	500	30...40
Местные воздушные линии II категории	250	30...40
Полет в зоне аэродрома	200	
Специальные полеты (для разведки полезных ископаемых, поиска и спасения и др.)	1...10	
Некатегорированный (неточный) заход на посадку	50	
Заход на посадку по I категории H=30 м	4,5...8,5	1,5...2
Заход на посадку по II категории H=15 м	2,3...2,6	0,7...0,85
Заход на посадку по III категории H=2,4 м	2,0	0,2...0,3

Несколько иные требования, основанные на концепции требуемых навигационных характеристик (ТНХ или RNP), развиваемой ICAO, к точности выдерживания траектории захода на посадку приведены в таблице 2 [8].

Таблица 2.

Требования к точности выдерживания траектории захода на посадку

Категория	Туннель	Вероятность решения задачи	Границы уклонений, м		Высота H, м, более
			боковых	вертикальных	
I	Внутренний	0,95 (1...3,3)·10 ⁻⁷	±40	±12	60
	Внешний		±121	±37	60
II	Внутренний	0,95 (1...3,3)·10 ⁻⁸	±21	±4,6	30
	Внешний		±64	±14	30
III	Внутренний	0,95 (1...1,5)·10 ⁻⁹	±15	±1,5	15
	Внешний		±46	±4,6	15

3.4 Обзор интегрированных навигационных систем

Работы по интегрированию СРНС и инерциальной навигационной системы (ИНС) в рамках одной комплексной навигационной системы ведутся уже давно, и в настоящее время сложилось представление о возможности комплексирования этих систем в четырех основных вариантах [4]:

- раздельная схема;
- слабосвязанная схема;
- жесткосвязанная схема;
- глубоко интегрированная схема.

3.4.1 Раздельная схема

Первый вариант - раздельная схема (рис. 4) - это наиболее простой вариант совместного использования ИНС и ГЛОНАСС/GPS. Обе системы работают независимо друг от друга, но поскольку ошибки ИНС возрастают со временем, то периодически необходимо проводить коррекцию ИНС по данным СРНС. Коррекция заключается в периодическом перезапуске алгоритма ИНС с новыми начальными условиями по координатам и скорости, данные о которых поступают от спутникового приемника. Процедурно это может быть оформлено и как одновременная коррекция координат и скоростей ИНС. Такая архитектура обеспечивает независимость систем (исключая моменты перезапуска или коррекции) и информационную избыточность общей структуры.

В целом, по сравнению с ИНС и СРНС, комплексная система имеет более высокую точность как по координатам и скорости, так и по углам ориентации. При этом сохраняется возможность получать позиционную, скоростную и угловую информацию (в том числе и об угловой скорости), необходимую для целей управления и наведения с высокой частотой, свойственной ИНС. Кроме того, для создания такой архитектуры требуются минимальные изменения в аппаратных средствах и программном обеспечении уже существующих систем.



Рисунок 4 - Раздельная схема комплексирования ГЛОНАСС/GPS приемника и ИНС

3.4.2 Слабосвязанная схема

Второй по глубине [4] связи ИНС и СНС является слабосвязанная система. Здесь ИНС и СНС по-прежнему вырабатывают независимые решения, однако появляется связующий блок, в котором так называемый интегральный фильтр Калмана на основании данных ГЛОНАСС/GPS- приемника формирует оценку вектора состояния, и производится коррекция данных, полученных от ИНС (рис. 5).

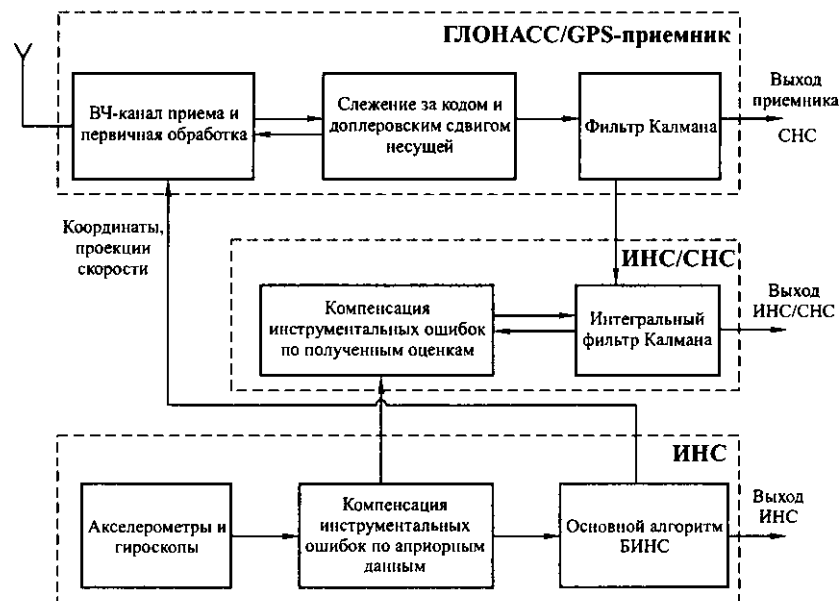


Рисунок 5 - Слабосвязанная схема комплексирования ИНС и ГЛОНАСС/GPS

В этой схеме функциональное разделение систем может также сопровождаться физическим разделением подсистем: приемник СНС, ИНС и вычислитель конструктивно оформляются в виде законченных отдельных блоков, между которыми организованы соответствующие информационные связи, не требующие, как правило, высоких скоростей передачи данных. Разумеется, все три перечисленных компоненты системы могут быть

размещены и в едином модуле, если это желательно по условиям функционирования комплекса.

На функциональной схеме системы показано, что приемник СНС реализуется по обычной схеме. В блоке высокочастотного приема и первичной обработки обеспечивается прием сигнала, его частотное преобразование и корреляционная обработка. Информация с корреляторов передается в контур слежения за кодом и доплеровским сдвигом несущей частоты. В этом контуре вырабатываются сигналы обратной связи на генератор кода и регулируемый осциллятор блока ВЧ- приема для поддержания захвата сигнала спутника. Выходом контуров слежения является временной сдвиг кода Δt и доплеровский сдвиг частоты несущей Δf (или соответствующие им псевдодальность γ и псевдоскорость γ'). Канал приемника должен обеспечить слежение за необходимым числом спутников (не менее четырех) или за всеми видимыми. Это достигается или попеременным слежением за спутниками одним каналом или, что соответствует решениям сегодняшнего дня, несколькими каналами слежения. Информация об измеренных псевдодальностях и псевдоскоростях передается в фильтр Калмана приемника для получения навигационного решения - координат, скорости, а, в ряде случаев, и ускорения, а также поправок к эталону времени и частоты приемника.

В этой схеме приемник СНС использует информацию от ИНС только для целей более надежного и быстрого восстановления захвата сигнала после его потери. Это отображено на схеме связью выходного блока ИНС и ВЧ-блока приемника. Передаваемая по этому каналу информация о вычисленных местоположении и скорости в случае потери слежения позволяет рассчитать оценки предполагаемого сдвига кода и доплеровского сдвига частоты несущей, что существенно снижает время поиска и захвата сигнала. Таким образом, значительно снижается время восстановления работы приемника после потери сигнала.

Показанная на схеме структура ИНС предусматривает возможность компенсации инструментальных ошибок измерительных элементов (гироскопов и акселерометров) по априорным данным (например, по паспортным данным системы или по значениям оценок этих ошибок, полученным при предыдущем включении). В результате, в основной алгоритм ИНС передаются скорректированные показания гироскопов и акселерометров.

Как уже отмечалось, основу связующего блока образует интегральный фильтр Калмана слабосвязанной системы, который получает информацию о координатах и скорости от СНС и ИНС, образует разности их показаний и на этой основе вычисляет оценки ошибок ИНС, а

иногда и оценки ошибок ее чувствительных элементов. Последний факт отражен обратной связью фильтра с блоком компенсации инструментальных погрешностей.

Как видно, в слабосвязанной системе навигационные параметры, также как и в отдельной схеме, вырабатываются независимо, как в ИНС, так и в СНС, причем, как уже отмечалось, в состав приемника СНС включен оценщик (как правило, фильтр Калмана). Описанная схема носит название «каскадной» в силу двух последовательно включенных фильтров Калмана. Достоинством такой схемы является высокая надежность комплексной системы, а недостатками - взаимная корреляция ошибок оценок на выходе фильтра спутникового приемника и их отличие от белых шумов. Поступая с выхода приемника на вход интегрального фильтра Калмана и являясь по отношению к нему шумами измерений, они нарушают условия оптимальной работы этого фильтра. Кроме того, в такой схеме необходимо предпринимать меры синхронизации измерений ИНС и приемника.

В литературе можно найти подразделение слабосвязанных схем на три типа: стандартную, «агрессивную» и так называемую MAGR-схему (Military Airborne GPS Receiver). Отличие «агрессивной» схемы от стандартной заключается в том, что в ней используется информация БИНС об ускорении для экстраполяции навигационных местоположений приемника в период между спутниковыми измерениями [4].

MAGR-схема фирмы Rockwell использует инерциальные измерения в контуре слежения за кодом СНС-приемника при пропадании «захвата» в контуре слежения за несущей.

3.4.3 Жесткосвязанная схема

Третий вариант интеграции систем - жесткосвязанная схема (рис. 6). В таких системах роль ИНС сводится лишь к измерению первичных параметров поступательного и вращательного движений, например, проекций кажущегося ускорения и абсолютной угловой скорости вращения объекта.



Рисунок 6 - Жесткосвязанная схема комплексования ИНС и СНС-приемника.

По этой причине в схемах такого типа ИНС представляют собой лишь блоки инерциальных измерителей (акселерометры и гироскопы). В спутниковом навигационном приемнике по-прежнему присутствует ВЧ-канал приема и первичной обработки и блок слежения за кодом и доплеровским сдвигом несущей частоты, которые функционируют аналогично описанному выше варианту слабосвязанной схемы. Отличием данной структуры организации комплекса является отсутствие в составе приемника фильтра Калмана. В жесткосвязанной схеме и ИНС, и приемник обеспечивают ряд измерений для общего вычислительного блока, в котором реализован единый интегральный фильтр Калмана. Измерения для фильтра в жесткосвязанных системах строятся по разности псевдодальностей и/или скоростей изменения псевдодальностей, определенных, с одной стороны, в ИНС по вычисленным координатам объекта и эфемеридам спутника, и измеренных СНС-приемником, с другой стороны.

Отличительной особенностью жесткосвязанной схемы является использование контурами слежения за кодом и доплеровским сдвигом частоты несущей информации о расчетных псевдодальностях и псевдоскоростях (или их приращениях Δr , $\Delta r'$), поступающей от интегрального фильтра Калмана. Использование этой информации позволяет существенно улучшить устойчивость слежения и снизить время восстановления работы приемника после потери сигналов спутников.

Жесткосвязанные системы работают с большей точностью по сравнению с предыдущими системами, интегрированный фильтр позволяет оптимально использовать все доступные спутники. Однако использование одного интегрального (объединенного)

фильтра Калмана приводит к потере избыточности системы, так как становится доступным лишь одно совместное решение.

К достоинствам такой схемы относятся [4]:

- отсутствие проблемы взаимной корреляции шумов измерений и их отличий от белых шумов;
- отсутствие проблемы синхронизации измерений БИНС и СНС, так как используется один формирователь тактовых частот;
- обнаружение и отбраковка «плохих» измерений псевдодальностей, так как появляется возможность их контроля по предсказанным значениям, формируемым с использованием данных от БИНС.

К недостаткам жесткосвязанных систем можно отнести [4]:

- необходимость разработки специальной аппаратуры потребителя (приемника);
- использование сложных уравнений измерения;
- ухудшение надежности, так как отказ БИНС приводит к отказу системы в целом.

Последний недостаток можно устранить, введя дополнительный параллельный фильтр Калмана, предназначенный только для приемника. Такое решение создает некоторый промежуточный вариант между слабо- и жесткосвязанными схемами.

3.4.4 Глубоко интегрированная схема

Так называемые глубоко интегрированные системы являются еще более сложными и менее гибкими с точки зрения организации их структуры, имеют жесткую организацию связей и единый выход (рис. 7). Все оценки производятся в интегральном фильтре Калмана, а ГЛОНАСС/GPS-приемник еще более упрощается. В этой схеме он состоит только из ВЧ-канала приема и первичной обработки, который включает высокочастотный приемный тракт, генератор кода, корреляторы и схему захвата. Выходы корреляторов являются входами для интегрального фильтра Калмана, где вычисляются не только ошибки ИНС, но и оценки псевдодальностей и псевдоскоростей, которые передаются в приемник для улучшения характеристик захвата сигнала. Таким образом, традиционные контуры слежения за кодом и доплеровской частотой сдвига несущей оказываются включенными в общий интегральный фильтр комплексной системы. В такой схеме фильтр должен обладать двадцатым-сороковым порядком, и для его реализации требуется БЦВМ с высоким быстродействием. В настоящее время глубоко интегрированные системы не выпускаются промышленностью серийно.

Все перечисленные схемы интегрирования, кроме первой, получаемые на выходе фильтра Калмана оценки инструментальных погрешностей ИНС (ошибки смещения нулей гироскопов и акселерометров, ошибки масштабных коэффициентов и т.д.) используют для коррекции инерциальных датчиков. Поэтому при перерывах поступления данных с приемника, полученные ранее оценки ошибок ИНС и ее измерительных элементов позволяют улучшить точностные характеристики ИНС в автономном режиме.

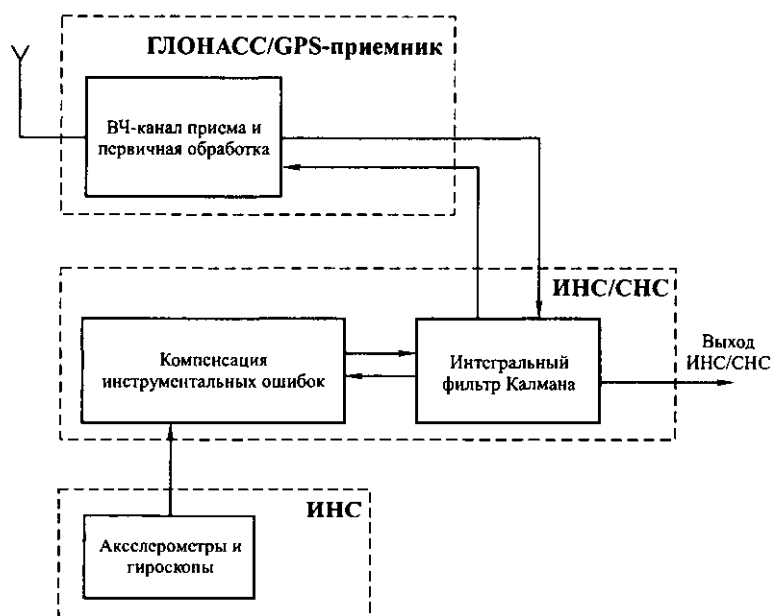


Рисунок. 7 - Глубоко интегрированная схема комплексирования ИНС и СНС- приемника

Первые три из приведенных структур интегрированных систем могут быть реализованы с использованием существующих спутниковых приемников, инерциальных систем и вычислителей. Вместе с тем, и слабо- и, особенно, жестко связанная схемы для более полного использования открывающихся возможностей комплексирования требуют создания специализированных датчиков инерциальных и спутниковых систем, изготовленных на одной технологической и конструктивной базе. Это позволит получить комплекс меньших габаритов, массы, энергопотребления.

Последняя из рассмотренных схем - глубоко интегрированная - в обязательном порядке требует разработки специальных приемников и вычислителей. При этом могут быть использованы самые передовые технологии, например, микромеханические датчики.

При комплексировании БИНС и приемника ГЛОНАСС/GPS по слабо- или жестко связанным схемам или глубоко интегрированной схеме возможно улучшение характеристик автономных БИНС не только по координатам, но и по углам ориентации.

Введение в рассматриваемую систему приемников, использующих фазовые измерения, позволяет значительно повысить точность определения ориентации объекта.

Контрольные вопросы

1. Чем отличаются глобальные навигационные системы ГЛОНАСС и GPS?
2. Основные принципы спутниковой навигации.
3. Основные задачи решаемые на спутнике.
4. Основные задачи решаемые в приемнике потребителя.
5. Что такое псевдодальность?
6. Как определяются координаты потребителя?
7. Что такое дифференциальный режим спутниковой навигационной системы?
8. Какие требования предъявляются к спутниковым системам для различных режимов полета?
9. Перечислите схемы интеграции навигационных систем, их достоинства и недостатки.

4 Обзор существующих методов контроля целостности

4.1 Требования, предъявляемые к спутниковым системам посадки

Безопасность полетов ЛА во многом зависит от достоверности и целостности навигационных измерений. Под достоверностью навигационной информации понимается способность навигационной системы (устройства) поддерживать с заданной вероятностью в определенный промежуток времени, в каком либо районе в требуемых пределах свои характеристики [8]. В Российском навигационном плане введено также понятие доступности, под которой понимается вероятность получения потребителем в рабочей зоне достоверной информации о своем местоположении в заданный момент времени и с требуемой точностью.

Целостность навигационной системы является составной и главной частью достоверности навигационных измерений. Под целостностью при использовании СРНС в качестве вспомогательного навигационного средства понимают способность системы обеспечить своевременное предупреждение о том, что ее не следует применять для целей навигации. На практике это требование предполагает, что система должна быть способной обнаружить свое неправильное функционирование (например, из-за отказа НКА) до того, как ошибка в выходных навигационных параметрах превысит порог, заданный для каждой фазы (этапа) полета. Целостность при использовании СРНС в качестве единственного (основного) навигационного средства означает способность системы исключить неверную

спутниковую информацию из последующей обработки до того, как ошибка в выходных параметрах превысит заданный порог, т. е. изолировать отказавший спутник.

Нарушение целостности навигационной информации, формируемой АП на борту ВС, может быть вызвано различными причинами. Во-первых, внезапными отказами устройств формирования сигналов НКА, которые не обнаруживаются аппаратурой самоконтроля. Обнаружение этих искажений специальными станциями контроля навигационного поля производится со значительной задержкой оповещения потребителей. Во-вторых, условиями приема сигналов НКА (прежде всего, воздействием помех) на станциях систем функционального дополнения и на борту ВС. В связи с этим контроль (мониторинг) целостности обязательно осуществляется на ЛККС и станциях системы SBAS.

4.2 Характеристики контроля целостности

Основные характеристики контроля целостности – способность обнаружить недопустимое ухудшение в работе системы (для СРНС это отказавший спутник) с заданной вероятностью и время запаздывания с оповещением (от момента начала неправильного функционирования системы до момента его обнаружения). К численным характеристикам целостности относят вероятность оповещения потребителей при нарушении работы системы в пределах допустимого интервала времени, причем для воздушных потребителей целостность радионавигационной системы на различных этапах полета должна быть не хуже 0,999. На различных этапах полета порог обнаружения нецелостности СРНС и время оповещения об этом потребителей будут существенно различаться, так как они связаны с требованиями к безопасности полета.

Рекомендуемые (допустимые) и перспективные требования к этим характеристикам в зависимости от фазы полета приведены в табл. 3.

Требования Российского радионавигационного плана приведены в табл. 4 [8].

Таблица 3.

Требования к характеристикам целостности

Фаза полета	Океан	Внутренние линии	Зона аэродрома	Не категорированный заход на посадку
Допустимые				
Пороговое значение, м. м.	12,6	2,8	1,7	0,3
Допустимое запаздывание, с	120	60	30	10
Перспективные				
Пороговое значение,	5	1	0,5	0,1

м. м.				
Допустимое запаздывание, с	30	30	10	6

Таблица 4.

Требования Российского радионавигационного плана

Параметры контроля целостности	Полет по маршруту	Зона аэродрома	Заход на посадку	
			Не категорированный	Категорированный
Достоверность	0,9996			
Пороговое значение, м	250...8000	200	50...75	2,0...8,5
Целостность	0,999			$\geq 0,999999$

Из таблиц видно, что наиболее жесткие требования предъявляются к режиму не категорированного и категорированного захода на посадку.

Связанный с целостностью риск представляет собой вероятность необнаруженного отказа, который может привести к потере установленной точности. Иногда этот риск рассчитывается для заданного интервала времени с учетом статистических характеристик событий, связанных с выходом текущих погрешностей измерений за заданные пределы.

В настоящее время контроль целостности в СНС осуществляется следующими способами:

- в аппаратуре в аппаратуре спутников Земли;
- наземным контрольным сегментом;
- в аппаратуре потребителя.

4.3 Контроль целостности в аппаратуре навигационных спутников

При данном способе контроля целостности требуется до 1 мин для закладки информации о нецелостности в сообщение навигационного спутника, что не удовлетворяет требованиям по времени оповещения потребителя. Кроме того, существует вероятность того, что схема самоконтроля бортовой аппаратуры навигационного спутника будет неисправной и не выдаст сообщение о нецелостности.

4.4 Контроль целостности наземным контрольным сегментом

Наземные контрольные станции принимают сигналы от всех видимых навигационных спутников и определенным способом формируют тестовую статистику для каждого спутника. При превышении тестовой статистики какого-либо навигационного спутника определенного порога ошибок информация об этом поступает на главную

контрольную станцию, а с нее потребителям. Для передачи этой информации нужен отдельный канал связи. Такой канал может быть организован как с главной контрольной станции, так и с навигационными спутниками, кроме того, могут быть использованы и радиомаяки других навигационных систем. Возможно также использование геостационарных спутников наблюдения за погодой.

К недостаткам такого способа контроля целостности относятся дополнительные материальные затраты на организацию канала оповещения о неисправности навигационных спутников, а также вывод и обслуживание дополнительных навигационных спутников или переоборудование спутников слежения за погодой.

Основным же недостатком такого подхода к контролю целостности является то, что при нем потребители несвоевременно оповещаются о неисправных навигационных спутниках. Это связано с отсутствием непрерывного контроля за состоянием навигационных спутников, т. е. контроль целостности наземной контрольной частью не отвечает даже наименее жестким допустимым и перспективным требованиям, приведенным в табл. 3, 4. Особенно сильно это несоответствие заметно на таких ответственных этапах полета, как заход на посадку.

Необходимо отметить, что возможно также применение дифференциального режима работы СНС для контроля целостности. Такой режим существенно повышает точность НВО за счет компенсации систематических погрешностей. Если на контрольной станции, применяемой для реализации дифференциального режима, реализовать алгоритмы контроля целостности, то возможна передача информации о целостности спутников по тому же каналу, по которому передается информация дифференциального режима. Если же дифференциальная станция будет излучать сигнал, аналогичный по структуре сигналам навигационных спутников, то она может рассматриваться в качестве псевдоспутника, что позволяет получить дополнительную избыточность.

Однако эффективное применение дифференциального режима возможно только в ограниченном районе, при этом требуется специальный канал связи контрольной станции с потребителями, что существенно сужает возможности контроля целостности.

4.5 Автономные методы контроля целостности

Автономные методы контроля целостности условно можно разделить на:

- внутренние методы контроля целостности в приемнике (RAIM) основаны на избыточности информации собственно СРНС, т. е. на наблюдении в приемоиндикаторе

потребителя пяти и более НКА. При полном развертывании СРНС GPS и ГЛОНАСС такое условие будет выполняться для каждой отдельной навигационной системы, а в настоящее время это возможно при совместном их применении. Основным недостатком RAIM является возможность обнаружения с требуемым качеством только достаточно больших погрешностей измерений псевдодальностей, примерно в 10...20 раз превышающих СКО погрешности измерений в штатной ситуации.

- внешние методы – автономный бортовой контроль целостности (AAIM), основаны на избыточной информации, получаемой от других навигационных устройств и систем, имеющих в наличии у потребителя (например, барометрического высотомера (БВ) и инерциальной навигационной системы (ИНС)), и предполагают комплексную обработку навигационной информации (КОИ) от приемоиндикатора СРНС и других навигационных устройств и систем.

4.6 Внешние методы контроля целостности (AAIM)

AAIM (Airborne Autonomous Integrity Monitoring) – автономный бортовой контроль целостности использует информацию от дополнительных бортовых датчиков (например, барометрического высотомера и инерциальной навигационной системы). В настоящее время изучено и проработано достаточно много вариантов комплексирования ПИ СНС с другими навигационными системами.[7,10].

Комплексирование с высотомером. Инструментальная ошибка барометрического высотомера может достигать 100 м, но так как он измеряет высоту по давлению воздуха, а значит, сильно зависит от метеоусловий, то различие между измеренной и истинной высотами может быть очень большим и в отсутствие компенсации достигать 350 м.

Результирующая погрешность местонахождения ЛА при использовании информации от высотомеров велика (в горизонтальной плоскости может превышать 1 км), что позволяет с их помощью выявлять лишь грубые ошибки. Использование радиовысотомеров измеряющих высоту ЛА относительно земной поверхности, не всегда возможно, так как при крене и тангаже информация о высоте искажается или вообще пропадает.

Комплексирование с ИНС. Инерциальная навигационная система является автономным, непрерывно работающим и не подверженным воздействию помех средством навигации. Существенным ее недостатком является накопление ошибок с течением времени. Так, за время, равное 1 ч (среднее время, необходимое наземному контрольному сегменту для оповещения всех потребителей об отказе навигационного спутника), ошибка, вызываемая дрейфом гироскопа, превысит допуски, установленные для контроля

целостности СНС. Заметим, что точность определения координат в комплексной системе СНС/ИНС (ИНС корректируется от СНС, а СНС контролирует целостность за счет избыточной информации от ИНС) может составлять 1 - 3 м и меньше. Однако если один из навигационных спутников рабочего созвездия потерял целостность до момента включения комплекса в работу, то обнаружение его нецелостности становится проблематичным.

Комплексирование с РСБН. Приемлемая точность (кроме этапа некатегорированного захода на посадку) в данном случае достигается только в ограниченном районе поблизости от наземного радиомаяка РСБН, а с удалением от него точность НВО ухудшается.

Комплексирование с системой OMEGA. В настоящее время радиотехническая система OMEGA на ЛА почти не применяется, так как точность НВО по этой системе (4 - 8 км) не удовлетворяет современным требованиям. В перспективе систему OMEGA возможно использовать только как дополнительное к СНС средство навигации при полетах над океаном.

Комплексирование с РСДН. Точность определения МП ЛА с помощью РСДН составляет 500 м, что не удовлетворяет перспективным требованиям (табл. 2.1, 2.3) к целостности для некатегорированного и категорированного заходов на посадку. Однако точность НВО по РСДН сильно зависит от атмосферных условий, поэтому для поддержания требуемой точности необходимо регулярно определять поправки и осуществлять коррекцию НВО. Еще одним недостатком РСДН является ограниченная зона действия.

Комплексирование одновременно с несколькими устройствами и системами. Это позволит повысить точность ПВО, но не решит проблему обеспечения глобальной зоны действия, а значит, и проблему контроля целостности в любой точке околоземного пространства.

Таким образом, внешние методы автоматического контроля целостности не могут полностью удовлетворить требованиям к контролю целостности на всех этапах полета ЛА.

4.7 Внутренние методы RAIM

RAIM (Receiver Autonomous Integrity Monitoring) – автономная система контроля целостности в приемниках СНС – это метод, посредством которого приемник пользователя определяет целостность навигационных сигналов СНС без помощи показаний датчиков и всех других систем контроля целостности, кроме самого себя.

Итак, основная задача RAIM-алгоритмов – обнаружить и удалить неисправности, сбой из рассмотрения. Другим подходом является решение навигационной задачи методами, нечувствительными к ошибкам (incorporate errors in estimation scheme) – использование робастных процедур. Тогда отпадает необходимость в выполнении дополнительного этапа обработки – проверке достоверности результатов. В определенной мере робастные процедуры являются альтернативой применения стандартных RAIM-методов, но также как и последние направлены на обеспечение целостности решения.

В большинстве современных приложений СНС-приемников для навигации этап установления целостности результатов RAIM является обязательным.

Целостность одной технической подсистемы может быть проверена сравнением получаемых результатов с выходными данными другого устройства. Такой подход называют обеспечением внешней целостности (external monitoring), применительно к авионике – Airplane Autonomous Integrity Monitoring (AAIM). Однако системы СНС имеют возможность выполнять оценку целостности с учетом только своей входной (внутренней) информации, благодаря избыточности получаемых данных (internal monitoring), именно эта функция и обозначается как RAIM.

Контрольные вопросы

1. Что такое целостность навигационной информации?
2. Как реализуется алгоритм контроля целостности RAIM?
3. Как осуществляются внешние методы контроля целостности (AAIM)?
4. Как осуществляется контроль целостности наземным контрольным сегментом?

Темы для самостоятельного изучения

1. Основные погрешности спутниковой навигационной системы.
2. Основные погрешности инерциальной навигационной системы.
3. Модель акселерометра.
4. Модель микромеханического гироскопа.
5. Использование фильтра Калмана в интегрированных навигационных системах.

5. Заключение

Эффективное развитие международной транспортной системы невозможно без развития точной и высоконадежной глобальной системы позиционирования, системы связи, концентрации и обработки данных в центрах управления. В настоящее время подобные системы активно используются в авиации. Развитие таких систем и распространение на другие виды транспорта в первую очередь сдерживается высокими требованиями к надежности систем позиционирования или более общим требованием – ее целостностью. В учебном пособии (tutorial) рассмотрены основные методы и средства получения навигационной информации, контроля и обеспечения ее целостности.

Показано, что объединение приемника СНС и ИНС позволяет увеличить точность навигационных показаний, устранить недостатки каждой из систем в отдельности. При этом появляется избыточная информация, которая позволяет контролировать целостность навигационной информации. Указанное объединение позволяет снизить динамическое запаздывание позиционирования, что особенно важно для быстроманеврирующих транспортных средств в условиях высокой плотности движения. Кроме того, информация от ИНС может быть использована в СНС для скорейшего нахождения спутников, при пропадании сигнала. Показано, что при увеличении степени интеграции происходит уменьшение времени взаимодействия составных частей системы, а следовательно и уменьшение времени на получение информации для проведения контроля и оповещения пользователя о потере целостности, что очень важно для некоторых этапов полета, например на этапе захода на посадку.

Список использованной литературы

1. Drane C. R., Rizos Chris. Positioning Systems in Intelligent Transportation Systems. Artech House, Inc., 1997.
2. Drane C. R. Positioning Systems: A Unified Approach. Lecture Notes in Control and Information Sciences. Springer-Verlag, 1992
3. Nebylov A.V., editor. Aerospace Sensors. Momentum Press, USA, 2012.
4. Алешин Б.С., Веремеенко К.К., Черноморский А.И. Ориентация и навигация подвижных объектов: современные информационные технологии // М.: 2006. 424с.
5. Система сотовой связи GSM
http://library.tuit.uz/skanir_knigi/book/texnologii_opredeleniya/tex_opredeleniya.htm
6. Соловьев Ю.А. «Системы спутниковой навигации», М.: Эко-Трендз, 2000. 265 с.
7. Харисов В.И., Перов А.И., Болдин В.А. «Глобальная спутниковая радионавигационная система ГЛОНАСС», М.: ИПРЖР, 1998. 400 с.
8. Карлащук В.И., Карлащук С.В. «Спутниковая навигация. Методы и средства», М.: СОЛОН-Пресс, 2006. 176 с.
9. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования. / Под ред. А.И. Перова, В.Н. Харисова. – М.: Радиотехника, 2005.
10. Степанов. О.А. Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации. Части 1 и 2. СПб, ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор». 2010, 509 с. и 2012, 417 с.